

TUGAS AKHIR - TM091585

RANCANG BANGUN DAN ANALISA SISTEM KENDALI PID PADA *UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)* FIXED WING

ARIFIN MULIA
NRP 2112106027

Dosen Pembimbing
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing, Ph.D
Bambang Pramujati, ST MSc. Eng. Ph.D

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



TUGAS AKHIR - TM091585

RANCANG BANGUN DAN ANALISA SISTEM KENDALI PID PADA *UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)* *FIXIED WING*

ARIFIN MULIA
NRP 2112106027

Dosen Pembimbing
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing, Ph.D
Bambang Pramujati, ST MSc. Eng. Ph.D

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



FINAL PROJECT - TM091585

DESIGN BUILD AND ANALYSIS PID CONTROLLER OF UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) FIXED WING

ARIFIN MULIA
NRP 2112106027

Academic Supervisor
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing, Ph.D
Bambang Pramujati, ST MSc. Eng. Ph.D

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016

**RANCANG BANGUN DAN ANALISA SISTEM KENDALI PID PADA
UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) FIXED WING**

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada Bidang Studi Desain
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

Oleh:

ARIFIN MULIA
NRP. 2112106027

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Hendro Nurhadi, Dipl.Ing. Ph.D
NIP. 1975 1120 2002 12 1002
.....
(Pembimbing 1)
2. Ir. Bambang Pramujati, M.Sc. Eng. Ph.D
NIP. 1969 1203 1994 03 1001
.....
(Pembimbing 2)
3. Arif Wahjudi, ST., MT., Ph.D
NIP. 1973 0322 2001 12 1001
.....
(Penguji 1)
4. Dr. Eng Unggul Wasiwitono, ST., M.Eng.Sc.
NIP. 1978 0510 2001 12 1001
.....
(Penguji 2)

SURABAYA
Februari, 2016

RANCANG BANGUN DAN ANALISA SISTEM KENDALI PID PADA *UNMANNED AERIAL VEHICLE* (UAV) FIXED WING

Nama Mahasiswa : Arifin Mulia
NRP : 2112106027
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing: Hendro Nurhadi Dipl.-Ing, Ph.D
Bambang Pramujati, ST MSc. Eng.Ph.D

ABSTRAK

Aplikasi control sistem dalam bidang aeronautika semakin meningkat setiap harinya. Integrasi dari kedua cabang ilmu tersebut menghasilkan kendaraan tanpa awak atau sering disebut dengan UAV (Unmanned Aerial Vehicle). UAV diciptakan dari kolaborasi bidang ilmu aeronautika, instrumentasi, dan teknologi sistem kontrol. Pertama kali digunakan UAV hanya digunakan oleh militer, namun saat ini masyarakat civil juga menggunakan UAV dalam kehidupan sehari-hari.

Pada penelitian Tugas Akhir ini dirancang dan dibangun sebuah pesawat Fixed wings UAV dengan misi aerial mapping. Tahapan dalam penelitian tugas akhir ini yaitu perancangan pesawat Fixed wing UAV, analisa struktur, dan kemudian perancangan sistem kontrol pesawat Fixed wings UAV. Perangkat lunak yang digunakan untuk menunjang penelitian ini yaitu perangkat lunak MATLAB Simulink, DATCOM dan CATIA.

Dari penelitian ini disimpulkan bahwa hasil analisa struktur pada bagian sayap sebesar 2.21 Mpa. Hasil simulasi system control Konstanta PID gerak pitching diperoleh $K_p = 10$, $K_i = 14$, dan $K_d = 0.6$. Gerak rolling diperoleh konstanta $K_p = 0.45$, $K_i = 4$, dan $K_d = 0.8$. Gerak yawing diperoleh konstanta $K_p = 10$, $K_i = 1.4$, dan $K_d = 8.5$. Respon transient yang didapatkan dengan konstanta PID tersebut dihasilkan, untuk gerak pitch rise

time = 0.265 detik, settling time = 4.07 detik, dan overshoot = 9.8%. Sedangkan untuk gerak rolling rise time = 0.0737 detik, settling time = 5.27 detik, dan overshoot = 6.8%. Untuk gerak yawing respon transient yang dihasilkan rise time = 0.0382 detik, settling time = 0.369 detik, dan overshoot = 12 %.

Kata Kunci : *Aerial Mapping, Drone, Fixed wing UAV, Pesawat Tanpa Awak,*

DESIGN BUILD AND ANALYSIS PID CONTROLLER OF UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) FIXED WING

Student Name : Arifin Mulia
NRP : 2112106027
Department : Mechanical Engineering
Academic Supervisor : Hendro Nurhadi Dipl.-Ing, Ph.D
Bambang Pramujati, ST MSc.Eng.Ph.D

ABSTRACT

System control applications in the field of aeronautic is increase every day. The integration of these two branches of science produces unmanned aerial vehicle (UAV). Uav created from collaboration in the field aeronautical science, instrumentation, and control system technology. The first UAV is only used by millitary, but civil is now using uav for their work.

In this final project was designed and built an Unmanned aerial vehicle Fixed Wing. Stages in this research is study of literature, CAD modelling fixed wing UAV, structural analysis, and design flight control system fixed wing uav. The software used to support this resarch is MATLAB Simulink, Datcom, and Catia.

The result of this research structure of the wing of 2.21 Mpa. The result PID control system for pitching motion $K_p = 10$, $K_i = 14$, and $K_d = 0.6$. Rolling motion obtained $K_p = 0.45$, $K_i = 1.4$, and $K_d = 8.5$. Yawing motion obtained $K_p = 10$, $K_i = 1.4$ and $K_d = 8.5$. Transient respond obtained from PID constanta for pitching motion rise time = 0.265 second, settling time = 4.07 second, and overshoot = 9.8%. Rolling motion, rise time = 0.0737 second, settling = 5.27 second, and overshoot 6.8%. Yawing motion, rise time = 0.0382 second, settling time = 0.369 second, and overshoot = 12%.

Keyword: Aerial Mapping, Drone, Fixed wing UAV, Pesaawat Tanpa Awak,

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, segala puji bagi mahasuci Allah yang telah memberikan segala nikmat, hidayah dan taufikNya kepada setiap hambaNya. Merupakan salah satu karunia dan pertolongan Allah pada setiap langkah dalam penyusunan Tugas Akhir ini sehingga laporan Tugas Akhir ini dapat terselesaikan.

Melalui lembaran ini penulis hendak mengucapkan terimakasih kepada pihak-pihak yang senantiasa mendukung dan membantu dalam penyelesaian tugas akhir ini. Ucapan terima kasih penulis kepada:

1. Ibu dan Bapak yang tercinta, yang telah menjaga, merawat dan banyak mendoakan dengan tulus yang semua itu tidak mampu tergantikan, semoga Allah menjaga keduanya dan membalas dengan banyak kebaikan.
2. Adik-adikku yang selalu meramaikan rumah. Semoga kelancaran dalam hidup dan selalu dalam lindungan-Nya.
3. Bapak Hendro Nurhadi dan Bapak Bambang Pramujati selaku dosen pembimbing Tugas Akhir.
4. Bapak Unggul Wasiwitono dan Bpk. Arif Wahjudi selaku dosen Penguji seminar dan Sidang Tugas Akhir
5. Segenap Keluarga Besar Teknik Mesin ITS yang tidak dapat disebutkan satu per satu.
6. Teman-teman di lingkungan Fakultas Teknologi Industri-ITS, BEM FTI-ITS dan kawan seluruh ITS yang telah memberikan dukungan dan semangat.
7. Para penghuni Lab Mekanika Benda Padat, terimakasih karena telah menemani penulis dalam mencurahkan pikiran dan tenaga untuk terselesaikannya buku ini.

Penulis menyadari tugas Akhir ini masih jauh dari kesempurnaan, maka kritik dan saran sangat diperlukan untuk menyempurnakan penyusunan Tugas Akhir ini. Dan akhirnya penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat berguna dan

bermanfaat bagi perkembangan Ilmu pengetahuan dan teknologi khususnya di Indonesia.

Surabaya, Februari 2016

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
KATA PENGANTAR.....	iv
DAFTAR ISI	vi
DAFTAR GAMBAR	ix
DAFTAR TABEL	xi
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	1
1.3 Batasan Maslaah	1
1.4 Tujuan	1
1.5 Manfaat	1
1.6 Sistematika Laporan.....	1
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1. Penelitian Terdahulu	5
2.2. Sistem Dinamika dan Pengendalian Otomasi	6
2.3. Kendali Proportional-Integral-Derivative	10
2.4. Sistem AutoPilot ArduPilot Mega 2.5	11
2.5. Sensor.....	12
2.5.1. Inertial Measurement Unit.....	12
2.5.2. Giroskop	13
2.5.3. Kompas dan Global Positioning Sistem (GPS)	14
2.5.4. Tekanan Atmosfer (Barometer).....	15
2.6. Motor DC Brushless.....	15
2.7. Motor Servo	16
2.8. Electronic Speed Control (ESC)	17

2.9. Kendali Jarak jauh (Radio Control)	18
2.10. Bidang Kendali Pesawat.....	18
2.10.1. Sistem Sumbu Pesawat	20
2.10.2. Persamaan Gerak	22
2.10.3. Persamaan Keadaan (<i>State Equation</i>) Longitudinal	37
2.10.4 Persamaan Keadaan (<i>State Space</i>) Gerak lateral	38
2.11. Kriteria Kestabilan Natural Pesawat	40
2.11.1. Posisi Center of Gravity	40
2.11.2. Kriteria Ukuran Horizontal Tail.....	42
2.11.3. Kriteria Ukuran Vertikal Tail.....	43
2.11.4. Kriteria ukuran sudut dehidral – Spiral Stability	44
BAB III METODOLOGI.....	27
3.1. Tahapan Penelitian	27
3.2. Perancangan Pesawat Fixed wing	29
3.3. Analisa Struktur	30
3.4. Perancangan Sistem Kontrol	32
3.5. Skematic Sistem Komunikasi Fixed wing	34
BAB IV PROSES PERANCANGAN DAN PENGUJIAN	35
4.1. Pemilihan Material	36
4.2. Pemodelan CAD Fixed wing.....	38
4.2.1. Analisa Aerodinamika	39
4.2.2. Pengukuran Massa dan Inertia.....	42
4.3. Analisa Struktur Sayap Fixed wing.....	43
4.4. Proses Manufaktur	45
4.5. Perancangan Sistem Kontrol PID Fixed wing.....	47
4.5.1 Gerak Longitudinal	47

4.5.2 Gerak Lateral	48
4.5.3 Respon Keluaran Kontroller PID	50
4.6 Analisa Kestabilan	52
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	57
5.1. Kesimpulan	57
5.2. Saran	57
DAFTAR PUSTAKA	
LAMPIRAN	
BIOGRAFI PENULIS	

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Grafik <i>step respon system</i>	8
Gambar 2.2 Block Diagram sederhana dari suatu sistem	9
Gambar 2.3 <i>Blok diagram kontroler PID</i>	10
Gambar 2.4 ArduPilot-Mega 2.5	12
Gambar 2.5 Pergerakan 6 derajat Fixed wing	13
Gambar 2.6 Girooskop terpasang pada <i>gimbal</i>	14
Gambar 2.7 Kompas dan GPS.....	14
Gambar 2.8 Prinsip barometer aneroid Menggunakan kapsul aneroid dengan tekanan rendah di dalam kapsul yang tersegel. Perubahan tekanan dari luar menyebabkan diafragma bergerak, dan pergerakan ini diperbesar dengan sistem batang.	15
Gambar 2.9 Motor DC Brushless	16
Gambar 2.10 Motor DC servo.....	17
Gambar 2.11 Electronic Speed Control.....	17
Gambar 2.12 Radio Control dan Receiver	18
Gambar 2.13 Aliran udara disekitar sayap	19
Gambar 2.14 Bidang kendali pesawat.....	20
Gambar 2.15 (a) Sistem sumbu bumi (b) Sistem sumbu badan pesawat	22
Gambar 2.16 Efek Gravitasi.....	24
Gambar 2.17 Hubungan Sudut Pergerakan dan Kecepatan Angular Pesawat	29
Gambar 2.18 Panjang, Luas area, dan sudut yang digunakan dalam kriteria kesetabilan	41
Gambar 2.19 Respon natural karena gangguan dalam gerak pitch, untuk nilai kesetabilan pitch berbeda.....	42
Gambar 2.20 Kecenderungan osilasi dutch roll karena tidak sesesuaian vertical tail volume.	44
Gambar 2.21 Kestabilan spiran dan ketakstabilan spiral.....	45
Gambar 3.1 Flowchart penelitian umum.....	27
Gambar 3.2 Model 3D Fixed wing.....	30
Gambar 3.3 Flow Chart Analisa Struktur.....	31
Gambar 3.4 <i>Flow Chart</i> perancangan Sistem Kontrol	33

Gambar 3.5 Skematic sistem komunikasi Fixed wing.....	34
Gambar 4.1 (a) Geometri Fixed Wing (b) Interior kabin.....	38
Gambar 4.3 <i>fuselage</i> cross sectional area Fixed wing.....	40
Gambar 4.4 Representasi input geometry datcom Fixed wing....	41
Gambar 4.5 Grafik coefficient, <i>lift drag</i> moment pitch.....	42
Gambar 4.6 Pengukuran nilai massa dan inersia Fixed wing CATIA	43
Gambar 4.7 Ilustrasi pembebanan pada bagian sayap	44
Gambar 4.8 Von mises stress sayap dengan tegangan maksimum 2.21 Mpa	44
Gambar 4.9 (a) Bahan dasar kayu balsa, (b) <i>fuselage</i> terbuat dari kayu balsa.....	45
Gambar 4.10 <i>Fuselage</i> dengan covering film	46
Gambar 4.11 Penggabungan komponen-komponen Fixed wing.	46
Gambar 4.12 Diagram block controller PID	48
Gambar 4.13 Grafik respon keluaran (a) pitch, (b) roll, (c) yaw.	51
Gambar 4.14 Blok Diagram close loop (a) Pitching (b).....	53
Gambar 4.15 Root locus (a) pitch (b) perbesaran pitch (c) roll (d) yaw	55

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Parameter tuning PID kontroller	11
Tabel 2.2 Matriks output gerak longitudinal	38
Table 2.3 Matriks Output Gerak Lateral	39
Tabel 3.1 Spesifikasi Fixed wing	29
Tabel 3.2 Spesifikasi design system kontrol PID	34
Tabel 4.1 Daftar properties material Fixed wing.....	37
Tabel 4.2 Massa komponen elektronik Fixed wing.....	37
Tabel 4.3 Geometri Fixed wing.....	39
Tabel 4.4 <i>Fuselage</i> cross section.....	40
Tabel 4.5 Kondisi terbang Fixed wing	41
Tabel 4.6 Massa dan Inersia Fixed wing.....	43
Tabel 4.7 Parameter Kontroller PID.....	52

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Saat ini aplikasi sistem kontrol dalam bidang aeronautika semakin hari semakin meningkat. Integrasi dari kedua bidang ilmu tersebut menghasilkan kendaraan tanpa awak atau sering disebut dengan UAV (Unmanned Aerial Vehicle). UAV merupakan sebuah sistem yang tercipta dari kolaborasi bidang ilmu aeronautika, instrumentasi, dan teknologi sistem kontrol. Pada dasarnya UAV hanya digunakan oleh militer, namun saat ini masyarakat civil juga menggunakan UAV dalam pekerjaan sehari-hari.

Pemantauan arus lalu lintas, pemetaan, pembuatan film, deteksi kebakaran hutan, serangan bersenjata, search and rescue (SAR) dan patroli maritime merupakan beberapa aplikasi UAV, terbukti bahwa UAV bisa dijadikan sebagai alternative untuk misi berbahaya dan beresiko tinggi yang mana pesawat berawak (pesawat konvensional) tidak diijinkan karena dapat membahayakan pilot. Begitu pula menggunakan UAV untuk keperluan misi sederhana misalnya photography, biaya operasinya akan terlalu mahal bila menggunakan pesawat dengan awak.

Pada tugas akhir ini misi yang dipilih yaitu aerial mapping, sehingga UAV harus memiliki kriteria terbang stabil dan mampu terbang dengan kecepatan rendah. Hal-hal yang harus diperhatikan untuk mendapatkan kriteria terbang seperti yang disebutkan diatas yaitu pemilihan tipe aerofoil. Tipe aerofoil yang dipilih aerofoil NACA 2412. Aerofoil NACA 2412 memiliki bentuk datar pada bagian bawah, airofoil ini akan mendapatkan gaya angkat dan kesetabilan yang lebih baik.

Pesawat UAV dikendalikan oleh operator melalui ground station. Agar UAV mampu terbang dengan baik, perancangan sistem kontrol berperan sangat penting. Gangguan dari angin maupun kesalahan pengukuran sensor dapat mengakibatkan UAV keluar dari jalur yang telah ditentukan (trajectory). Disinilah peran

system kontrol untuk mengurangi kesalahan-kesalahan akibat dari gangguan. Maka dari itu digunakan kontroler PID untuk mengatasi masalah tersebut. Pemilihan kontroler PID pada tugas akhir ini karena kontroler ini memiliki respon yang baik dan mudah diaplikasikan.

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah yang dihadapi dalam tugas akhir ini adalah:

1. Bagaimana merancang sebuah pesawat fixed wing UAV untuk keperluan aerial mapping.
2. Bagaimana pengaruh beban fuselage terhadap sayap Fixed wing.
3. Bagaimana pengaruh controller PID terhadap kestabilan pitch, roll, yaw pada Fixed wing.

1.3 Batasan Masalah

Untuk menghindari pembahasan yang meluas, pembahasan dibatasi dengan batasan masalah sebagai berikut:

1. Model UAV yang digunakan adalah tipe Fixed wing.
2. IMU, kompas, sensor barometer dan GPS terintegrasi dalam Ardupilot Mega.
3. Analisa struktur, hanya mengalami gaya statis.
4. Model dinamika pesawat menggunakan persamaan linear.
5. Metoda pengendalian menggunakan algoritma PID.

1.4 Tujuan

Tujuan dari tugas akhir ini yaitu untuk:

1. Dapat merancang pesawat Fixed wing UAV untuk keperluan aerial mapping.
2. Mengetahui kekuatan struktur sayap Fixed wing UAV.
3. Mengetahui pengaruh system control PID terhadap kestabilan pitch, roll dan yaw.

1.5 Manfaat

Manfaat dari Tugas Akhir ini, diharapkan dapat menjadi referensi dalam merancang pesawat Fixed wing UAV untuk pengambilan gambar dari udara.

1.6 Sistematika Laporan

Penulisan tugas akhir ini disusun dalam lima bab yang masing-masing membahas permasalahan yang berhubungan dengan tugas akhir. Dibatasi dengan sistematika penulisan sebagai berikut:

BAB I PENDAHULUAN

Berisi tentang latar belakang, rumusan masalah, pembatasan masalah, tujuan, metodologi, dan sistematika penulisan.

BAB II DASAR TEORI

Memberi gambaran secara umum mengenai konsep teori yang mendasari perancangan tugas akhir ini, meliputi teori dinamika terbang pesawat, teori kontroler PID,

BAB III METODOLOGI

Dijelaskan secara detail tentang metoda penelitian yang dilakukan. Pemilihan material, pemilihan model UAV, serta analisa kekuatan struktur Fixed wing.

BAB IV RANCANG BANGUN DAN PENGUJIAN SISTEM

Berisi prosedur pelaksanaan percobaan dan analisa data dari proses identifikasi sampai dengan pengujian sistem.

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

Berisi tentang kesimpulan dan saran-saran untuk pengembangan tugas akhir ini.

Halaman sengaja dikosongkan

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

Pada Bab II berisi tinjauan pustaka dan materi dasar yang digunakan dalam penyelesaian Tugas Akhir ini. Beberapa aspek yang akan dibahas pada Bab ini meliputi sistem dinamika dan pengendalian otomasi, sistem autopilot, konfigurasi pesawat Fixed wing UAV, dinamika pesawat serta teori pengendalian otomasi.

2.1. Penelitian Terdahulu

Eko budi purwanto (2012) dalam penelitiannya yang berjudul “Pemodelan Sistem dan Analisa System Kesetabilan Dinamik Pesawat UAV” melakukan penelitian tentang Elang Avionik yang mempunyai misi pemantauan dan pemotretan dari udara. Untuk itu UAV harus stabil dan terkendali, dan pada tahap awal dilakukan pemodelan dan analisa kesetabilan. Permasalahan pada UAV adalah munculnya gangguan (*disturbance*), adanya kesalahan pengukuran sensor (*noise*), multi masukan dan multi keluaran (MIMO), serta ketidakpastian model dinamik. Untuk memperoleh hasil yang baik maka dilakukan sistem kendali, dengan beberapa tahap penelitian meliputi:

1. Pemodelan dan analisa kesetabilan.
2. Rancang bangun system kendali PID.
3. Identifikasi parameter dinamika terbang.
4. Rancang bangun *hardware in the loop simulation*.
5. Rancang bangun system kendali multivariable robust.
6. Pengujian dan evaluasi sistem.

Hasil simulasi menunjukkan bahwa akar karakteristik matriks longitudinal adalah: mode phugoid = $-0,061293 \pm 0,40526i$ dan mode non-oscillation = $-6,1121 \pm 4,9253$. Untuk matriks lateral direksional adalah: mode dutch roll = $-0,91089 \pm 5,7994i$, mode spiral = $-0,036563$ dan mode roll subsidence = $-12,7181$. Letak semua pole disebelah kiri sumbu imajiner yang berarti bahwa pada kedua matriks sistem bersifat stabil dinamik. Namun waktu

pencapaian (*settling time*) kondisi tunak (*steady state*) relatif lama dan akan diperbaiki melalui perancangan sistem kendali.

Muhammad iqbal (2015) dalam tugas akhir yang berjudul “*Desain Sistem Kontrol Sudut Pitch, Roll, dan Yaw Pada Model Pesawat Fixed wing Dengan Metode Kontrol Optimal Linear Quadratic Integral Tracking (LQIT)*”. Melakukan penelitian dengan merancang dan mensimulasikan sistem kontrol untuk mengendalikan UAV berupa pesawat *Fixed wing*. Sistem kontrol dibuat agar dapat mengendalikan sudut *pitch*, *roll*, dan *yaw* dari pesawat *Fixed wing* sesuai dengan referensi. Metode yang digunakan dalam membuat sistem kontrol tersebut adalah kontrol optimal Linear Quadratic Integral Tracking (LQIT). Dibuat dua model pesawat *Fixed wing*, yaitu model *linier* dan model *nonlinier*. Perancangan sistem kontrol dibuat pada model *linier* dari pesawat, kemudian kontroler yang didapat pada model *linier* diaplikasikan untuk mengontrol model *nonlinier* pesawat *Fixed wing*. Dilakukan 3 pengujian untuk sistem kontrol yang dihasilkan, yaitu dengan referensi input step, input sinus dan input dari blok signal *builder* pada MATLAB. Dari hasil pengujian, sistem kontrol optimal LQIT yang dibuat dapat dengan baik mengontrol sudut *pitch* dan *roll* sesuai dengan referensi yang diberikan. Sementara untuk sudut *yaw*, sistem kontrol kurang baik untuk mengontrol agar dapat mengikuti referensi.

2.2. Sistem Dinamika dan Pengendalian Otomasi

Sistem adalah suatu kesatuan komponen yang terhubung dan berinteraksi dimana respon keadaan satu komponen berpengaruh terhadap keadaan komponen lainnya. Dalam lingkup sistem sendiri terdapat beberapa komponen yang dapat mempengaruhi keadaan dari suatu sistem tersebut, yaitu kondisi awal (*Initial condition*), input eksternal (dapat berupa gangguan), serta output.

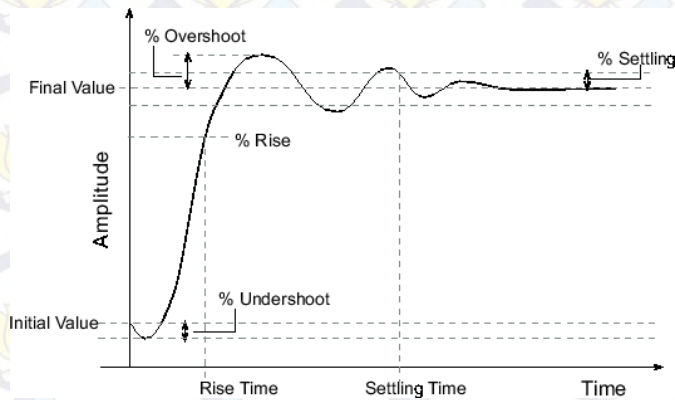
Initial condition dari sistem adalah suatu penjelasan mengenai kondisi tertentu dari sistem pada waktu tertentu yang

dapat mempengaruhi kondisi sistem selanjutnya. Input dari sistem sendiri adalah masukan yang diberikan terhadap sistem pada baik yang sengaja maupun yang tidak. Sedangkan Output dari sistem merupakan respon yang ditunjukkan oleh sistem akibat pengaruh dua komponen sebelumnya.

Dalam persamaan matematika. Sistem dinamik direpresentasikan dengan persamaan diferensial yang diturunkan terhadap waktu. Hal ini menunjukkan bahwa sistem dinamik merupakan sistem yang bergantung terhadap waktu dan hal ini pula yang membedakan sistem dinamik dengan sistem statis, dimana dengan persamaan aljabar biasa dan tidak berubah terhadap berubahnya waktu.

Dalam konsep sistem dinamik juga dikenal istilah *transient* respon, yaitu respon output yang terjadi pada saat transisi dari kondisi awal hingga kondisi akhir. Pada *transient* respon sendiri juga dikenal beberapa istilah yang nantinya dijadikan acuan dalam konsep pengendalian, diantaranya *peak time* yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai puncak pertama dari suatu respon, *rise time* yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai 90% dari nilai yang diinginkan, *settling time* yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai *steady state* dengan toleransi tertentu, dan yang terakhir adalah persentase *overshoot* yaitu perbandingan antara selisih nilai pada saat puncak dan kondisi akhir dengan kondisi akhir itu sendiri.

Disamping *transient* respon, dikenal juga *steady state* respon, yaitu respon pada saat sistem mencapai nilai akhir. Istilah yang digunakan dalam konsep pengendalian di *steady state* respon ini adalah *steady state error* yang merupakan kesalahan nilai akhir yang tidak sesuai dengan yang diinginkan. Beberapa istilah diatas diilustrasikan seperti pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Grafik *step* respon system [2]

Seperti yang telah dijelaskan diatas bahwa sistem dinamik dalam persamaan matematikanya direpresentasikan dengan persamaan diferensial, contoh persamaan diferensial dari sistem dinamik adalah sebagai berikut:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_0 y = f(t) \quad 2.3.a$$

$$y(0) = y_0 \quad 2.3.b$$

$$\frac{dy}{dt}(0) = \dot{y}_0 \quad 2.3.c$$

Persamaan diatas dapat diubah menjadi persamaan berikut

$$y + a_1 \dot{y} + a_0 y = f(t) \quad 2.4.a$$

$$y(0) = \dot{y}_0 \quad 2.4.b$$

Persamaan diatas dapat diubah kedalam bentuk lain dengan memasukkan operator diferensial yaitu

$$D = \frac{d}{dt}; Dy = \frac{dy}{dt}; D^2y = \frac{d^2y}{dt^2};$$

sehingga persamaan 2.4.a menjadi seperti berikut:

$$D^2y + a_1Dy + a_0y = f(t)$$

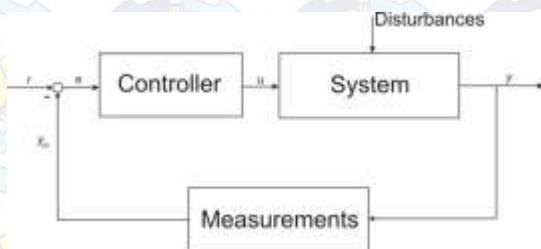
$$(D^2 + a_1D + a_0)y = f(t) \quad 2.5$$

Dalam analisis sistem dinamik, seringkali digunakan istilah *transfer function* yang digunakan untuk merepresentasikan perbandingan antara *input* dengan *output*-nya. Untuk mendapatkan persamaan *transfer function* kita perlu mentransformasikan persamaan diferensial diatas menjadi persamaan *laplace*, sehingga persamaan 2.5 diatas akan menjadi persamaan seperti berikut:

$$(s^2 + a_1s + a_0) Y(s) = F(s)$$

$$\frac{Y(s)}{F(s)} = \frac{1}{(s^2 + a_1s + a_0)} \quad 2.6$$

Persamaan 2.6 merupakan persamaan *transfer function* dari sebuah sistem dinamik.

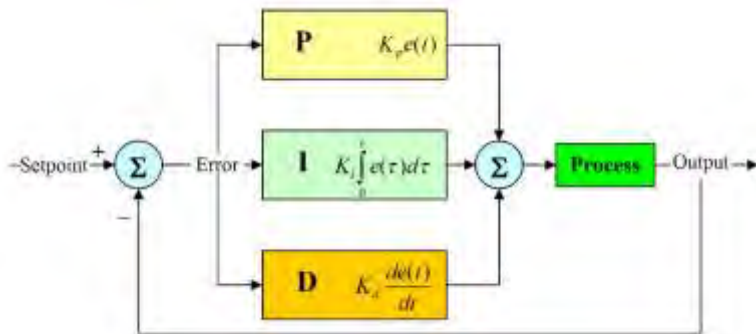


Gambar 2.2 Block Diagram sederhana dari suatu sistem [2]

Untuk menggambarkan suatu sistem, terkadang diperlukan juga sebuah block diagram. Block diagram merupakan diagram yang menggambarkan sistem secara keseluruhan yang didalamnya terdapat komponen seperti input, gangguan (*disturbance*), output maupun kendali (*controller*) serta hubungan diantara komponen-komponen tersebut. Contoh sederhana dari sebuah block diagram dapat dilihat pada Gambar 2.2.

2.3. Kendali Proportional-Integral-Derivative

Penggunaan kendali PID pada sistem pengendalian proses sangatlah populer. Hal ini dikarenakan kontroler PID mempunyai struktur yang relatif lebih sederhana dan performansinya cukup baik. Metode yang digunakan untuk simulasi PID secara *offline* adalah metode Ziegler-Nichols. Kendali PID merupakan gabungan antara tiga macam kendali yaitu proporsional, integral dan derivatif. Adanya penggabungan kendali dapat menutupi kekurangan dan menonjolkan kelebihan masing-masing pengendalian. Sebagai contoh kendali P (proporsional) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan *offset*. Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat menghilangkan *offset* dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivatif. Adapun blok diagram system kendali PID dapat dilihat pada gambar 2.3.



Gambar 2.3 Blok diagram kontroler PID [10]

Karakteristik kontroler PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Penyetelan konstanta K_p , T_i , dan T_d akan mengakibatkan penonjolan sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain. Konstanta yang menonjol itulah akan memberikan kontribusi pengaruh pada respon sistem secara keseluruhan.

Parameter K_p , K_i , dan K_d harus diatur kembali untuk mendapatkan performansi yang lebih baik lagi. Dalam mengendalikan kontroler PID diperlukan ketelitian dan keuletan untuk menemukan nilai yang optimal. Nilai K_p dinaikan akan mempercepat rise time, meningkatkan overshoot, dan menurunkan steady state error. Sebagai acuan proses tuning PID Kontroller secara lengkap dapat dilihat pada table 2.1.

Tabel 2.1 Parameter tuning PID kontroller

Response Closed-Loop	Rise Time	Overshoot	Settling Time	Steady State Error
K_p	Turun	Meningkat	Perubahan kecil	Turun
K_i	Perubahan kecil	Meningkat	meningkat	Perubahan kecil
K_d	Turun	Turun	Turun	Hilang

2.4. Sistem AutoPilot ArduPilot Mega 2.5

Ardupilot Mega (APM) dikembangkan oleh komunitas drone terbesar di dunia yaitu DIY drones dan dimanufaktur oleh 3D Robotic Inc, merupakan sistem autopilot dengan harga terjangkau serta mudah digunakan, dirancang untuk berbagai

macam kendaraan tanpa awak, helicopter, pesawat, *multirotor*, *boat*, dan mobil. Artinya dengan satu papan autopilot bisa digunakan pada berbagai macam kendaraan, dengan memasang versi *firmware* sesuai jenis kendaraannya. Firmware untuk APM ditulis dengan Bahasa pemrograman C++. Pengembangan APM dan *firmware*nya telah dikerjakan oleh komunitas DIY drones Development Team, Namun *firmware* APM merupakan *open source* dan APM dirancang untuk mampu digunakan pada perlengkapan radio control (RC) standard (servo, receivers, transmitter dll), sehingga para penggemar UAV diseluruh dunia dapat meningkatkan (*improvement*) kendaraan tanpa awaknya sesuai dengan kehendaknya.



Gambar 2.4 ArduPilot-Mega 2.5 [11]

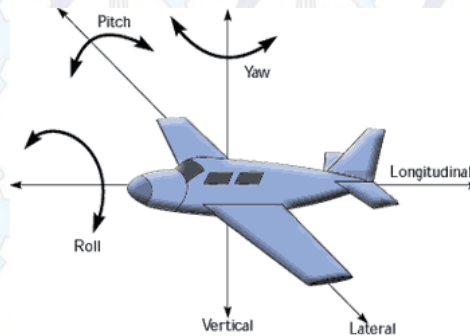
ArduPilot-Mega 2.5 seperti ditampilkan pada gambar 2.4 telah dilengkapi Atmel ATMEGA 2560 mikrokontroler prosesor, gyro, accelerometer, digital compass, dan Inertial Measurement Unit.

2.5. Sensor

2.5.1. Inertial Measurement Unit

Unit pengukur inersia (*Inertial Measurement Unit/IMU*) adalah peralatan elektronik yang mengukur dan melaporkan kecepatan, orientasi dan gaya gravitasi dari sebuah wahana. Menggunakan kombinasi satu/lebih *accelerometer* dan giroskop.

IMU biasanya digunakan dalam manuver pesawat terbang, termasuk pesawat terbang tanpa awak, dan pesawat luar angkasa, termasuk pesawat ulang alik, satelit, modul pendaratan.



Gambar 2.5 Pergerakan 6 derajat Fixed wing [10]

IMU adalah komponen utama untuk sistem navigasi inersia (*Inertial Navigation Systems/INS*) digunakan dalam wahana udara, luar angkasa, air dan rudal. Dalam kemampuan data yang diambil oleh *IMU* memungkinkan komputer untuk menelusuri posisi wahana, menggunakan sebuah metode yang dikenal dengan *dead reckoning*.

2.5.2. Giroskop

Giroskop adalah peralatan untuk mengukur atau menjaga orientasi, berdasarkan prinsip dari momentum anguler. Pada intinya, sebuah giroskop mekanis adalah roda atau piringan yang berputar pada sumbunya secara bebas mendapatkan orientasi apapun. Walaupun orientasi ini tidak selamanya tetap, namun berubah terhadap respon, lebih sedikit dari torsi eksternal dalam arah yang berbeda. Hal tersebut disebabkan karena momentum anguler yang besar.

Momentun anguler yang besar disebabkan karena kecepatan putar piringan tinggi dan momen inersia. Karena torsi eksternal telah diminimalisir oleh pemasangan pada *gimbal*,

orientasinya hampir tetap, tidak terpengaruh oleh gerakan dari luar dimana itu dipasangkan.



Gambar 2.6 Giroskop terpasang pada *gimbal* [10]

2.5.3. Kompas dan Global Positioning Sistem (GPS)

Kompas menggunakan efek medan magnet Bumi yang mempengaruhi jarum magnet yang bebas sehingga jarum dapat menunjukkan arah garis medan, yakni arah kutub magnet utara dan selatan. Kutub magnet utara Bumi tidak tepat berada di kutub utara secara geografis, atau pada garis putarnya. Setiap arah yang didapat dari bentuk magnetik, maka harus dikoreksi untuk ketepatan



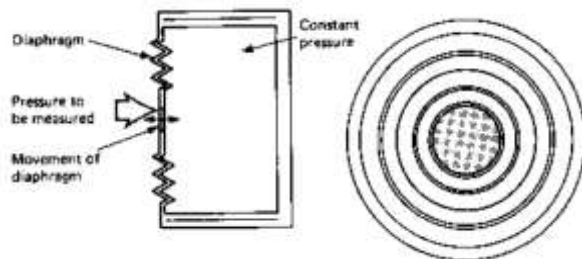
Gambar 2.7 Kompas dan GPS

penunjukkan utara/selatan. Navigasi berbasis sistem satelit yang menyediakan informasi lokasi dan waktu. Navigasi *GPS* terbentuk dari garis pandang empat satelit atau lebih.

Navigasi GPS memiliki tingkat error ± 5 meter terhadap posisi aktual, dan tidak bertambah sepanjang waktu. Jika dibandingkan dengan navigasi inersial (*dead reckoning*), yang tingkat *error*-nya bertambah seiring bertambahnya waktu, untuk jarak jauh navigasi GPS lebih baik karena tingkat *error* tidak bertambah. Namun untuk jarak dekat navigasi inersial masih lebih baik.

2.5.4. Tekanan Atmosfer (Barometer)

Tekanan dalam cairan atau gas didefinisikan sebagai gaya yang bekerja per satuan luas. Satuan yang sama dengan mechanical stress, dan untuk benda padat, besar gaya/luasan selalu diistilahkan sebagai tegangan (*stress*) dibandingkan tekanan. Untuk benda padat, jumlah tegangan akan dihitung dari besar gaya dan luasan yang tegak lurus gaya tersebut. Atau dari jumlah regangan. Dimana tegangan yang mendesak kawat atau bandul.



Gambar 2.8 Prinsip barometer aneroid Menggunakan kapsul aneroid dengan tekanan rendah di dalam kapsul yang tersegel. Perubahan tekanan dari luar menyebabkan diafragma bergerak, dan pergerakan ini diperbesar dengan sistem batang. [10]

2.6. Motor DC Brushless

Motor DC brushless adalah motor dengan arus searah (DC) dan memiliki system komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (*brushes*). Hubungan arus-torsi dan

frekuensi kecepatan dari motor dc *brushless* adalah *linear*. Bentuk dari motor dc brushless dapat dilihat seperti pada Gambar 2.9.

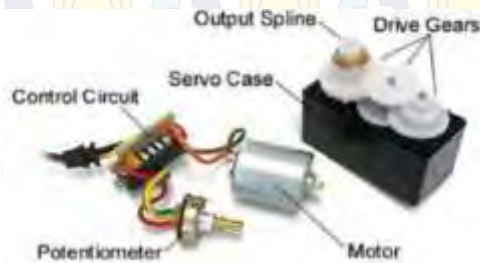


Gambar 2.9 Motor DC Brushless [14]

2.7. Motor Servo

Motor servo adalah sebuah motor dengan sistem umpan balik tertutup (*close feedback sistem*) dimana posisi dari motor akan diinformasikan kembali ke rangkaian kontrol yang ada didalam motor servo. Motor ini terdiri dari sebuah motor DC, serangkaian roda gigi, potensiometer dan rangkaian kontrol. Potensiometer berfungsi untuk menentukan batas sudut dari putaran servo. Sedangkan sudut dari sumbu motor servo diatur berdasarkan lebar pulsa yang dikirim melalui kaki sinyal dari kabel motor.

Seperti yang kita tahu bahwa servo terdiri dari rangkaian pengontrol, gear, potensiometer dan DC motor. Potensiometer terhubung dengan roda gigi demikian pula DC motor. Ketika DC motor diberi sinyal oleh rangkaian pengontrol maka dia akan bergerak demikian pula potensiometer dan otomatis akan mengubah resistansinya. Rangkaian pengontrol akan mengamati perubahan resistansi dan ketika resistansi mencapai nilai yang diinginkan maka motor akan berhenti pada posisi yang diinginkan. Motor servo dan komponennya dapat dilihat seperti pada Gambar 2.10



Gambar 2.10 Motor DC servo [10]

2.8. Electronic Speed Control (ESC)

Kendali kecepatan elektronik (Electronic speed control/ESC) seperti ditunjukkan pada Gambar 2.11 adalah sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. ESC sering digunakan dalam mainan model bertenaga elektrik yang dikendalikan dengan remote control.



Gambar 2.11 Electronic Speed Control [14]

ESC menginterpretasikan informasi kendali tidak sebagai gerakan mekanis seperti servo, tetapi lebih kearah bagaimana memvariasikan kecepatan switch dari transistor yang menyebabkan motor mengeluarkan suara dengan *pitch* tinggi, khususnya dapat didengar saat kecepatan rendah. Hal ini dapat memungkinkan variasi kecepatan motor lebih halus dan tepat

dengan efisiensi tinggi daripada tipe mekanis. Sebagian besar ESC terbaru menyediakan sirkuit pengeliminasi baterai (battery eliminator circuit/BEC) untuk mengatur tegangan untuk *receiver*, menghilangkan kebutuhan baterai untuk *receiver*.

2.9. Kendali Jarak jauh (Radio Control)

Radio kontrol seperti ditunjukkan pada Gambar 2.12 Merupakan sistem pengendalian jarak jauh dengan gelombang radio berfrekuensi 2.4 GigaHertz. Radio kontrol ini biasa digunakan untuk aeromodelling (pesawat terbang dan helikopter) Sistem pengendalian jarak jauh dengan menggunakan Remote Control terdiri dari 2 unit, pengirim (*transmitter*) dan penerima (*receiver*). Memiliki 8 jalur (*channel*).

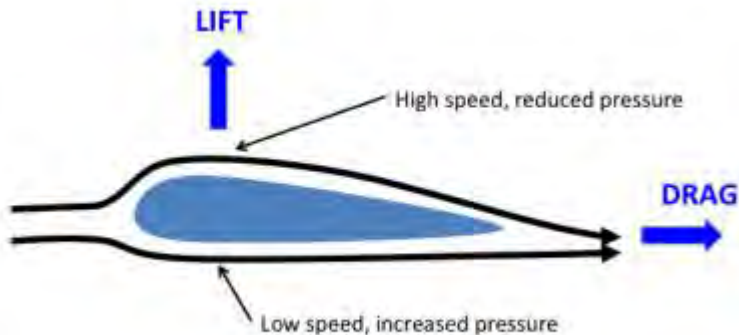


Gambar 2.12 Radio Control dan Receiver [14]

2.10. Bidang Kendali Pesawat

Pesawat terbang memiliki enam derajat kebebasan, gerakannya dapat melibatkan gerakan translasi dan rotasi. Secara umum struktur utama dari pesawat terbang terdiri dari *fuselage* (badan pesawat), sayap, vertical dan *horizontal tail*. Sistem gerak pesawat terbang berasal dari gaya dorong (*thrust*), gaya hambat

(*drag*), gaya angkat (*lift*), dan berat pesawat (*weight*). Kombinasi gaya-gaya tersebut dapat menyebabkan pesawat dapat melayang diudara. Gaya dorong dihasilkan oleh mesin (*power plant*) dan berkebalikan dengan gaya hambat (*drag*) yang disebabkan oleh gangguan aliran udara pada sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. Sedangkan gaya angkat (*lift*) disebabkan oleh efek dinamis dari udara yang bereaksi pada sayap. Hukum bernaulli menjelaskan sebuah sayap pesawat dapat menerbkan pesawat yang lebih berat dari udara. Pesawat dapat melayang karena adanya perbedaan kecepatan aliran udara diatas dan dibawah penampang sayap. Akibatnya tekanan udara dibagian bawah sayap lebih besar dari bagian atas sayap pesawat. Aerofoil adalah penampang sayap berbentuk seperti tetesan air yang memecah aliran udara diatas dan bawah sayap seperti ditampilkan pada Gambar 2.13.



Gambar 2.13 Aliran udara disekitar sayap [12]

Sistem gerak pesawat terbang dikendalikan oleh bidang kendali (*surface control*). Bidang kendali terdiri dari *aileron*, *rudder*, dan *elevator*. Pada Gambar 2.14 terdapat *rudder*, *elevator*, dan *aileron*. *Elevator* berfungsi dalam gerakan mengangguk atau *pitching*. *Pitching* adalah gerakan yang dilakukan pada saat *landing* atau *take-off*. Sementara *rudder* dan *aileron* bekerja

bersamaan yang mempengaruhi gerakan pesawat saat berbelok ke kanan atau ke kiri.

1. *Aileron*

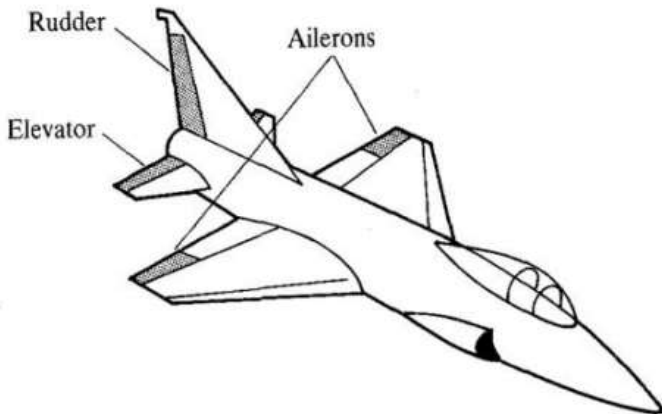
Aileron adalah bidang kontrol gerak yang berfungsi untuk menggerakkan pesawat dengan gerak *roll* (rolling). *Aileron* biasanya terdapat pada sayap pesawat terbang, terletak pada bagian sebelah luar/pinggir dari pesawat. Gerakan *aileron* ini akan saling berlawanan arah dari masing masing *aileron* dengan besar sudut yang sama.

3. *Rudder*

Rudder bidang kendali gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *yaw* pada pesawat. Elevator berada pada bagian ekor pesawat dengan arah *vertikal*.

4. *Elevator*

Elevator adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *pitch* pada pesawat. *Elevator* berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah horizontal.



Gambar 2.14 Bidang kendali pesawat [6]

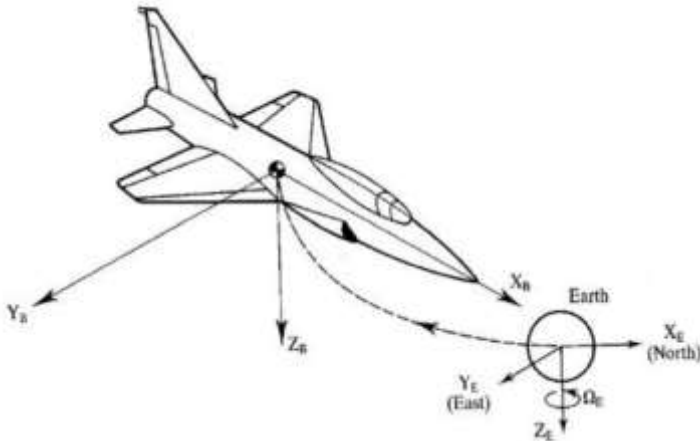
2.10.1. Sistem Sumbu Pesawat

Dalam menentukan model matematika pesawat perlu didefinisikan, system sumbu pesawat terbang pesawat terbang

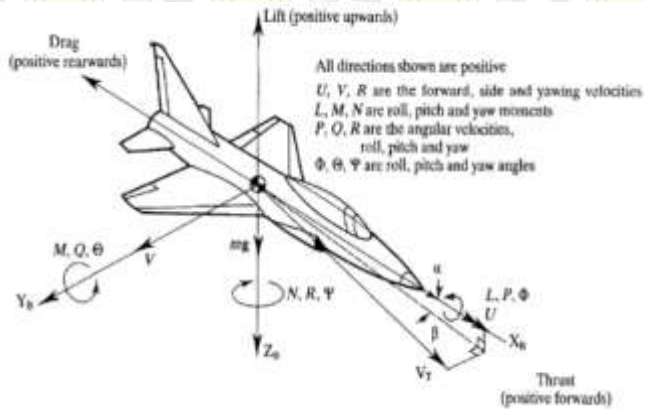
yang menggambarkan variable-variabel yang menentukan pergerakan pesawat. Sistem sumbu pesawat dibagi atas dua macam, yaitu:

1. *Earth axes* sistem (XE, YE, dan ZE) adalah sistem sumbu bumi relative terhadap gerakan pesawat terbang, dimana gerakan pesawat dipandang sebagai gerakan titik masa (inertia) dengan pusat titik gravitasi *fuselage* pesawat terbang (*center of gravity*) sebagai titik referensi.
2. *Fixed body axes* sistem (XB, YB, dan ZB) adalah sistem sumbu pesawat terbang yang mengacu pada badan pesawat, Dimana pusat titik sumbu koordinat berimpit dengan titik pusat gravitasi badan pesawat.

Dari Gambar 2.15 diketahui bahwa variable U, V, dan R adalah kecepatan terhadap sumbu XB, sumbu YB, dan sumbu ZB. L, M, N masing-masing secara berurutan adalah *roll* momen, *pitch* momen, dan *yaw* momen. P, Q, R adalah kecepatan angular *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Dan terakhir Φ , Θ , Ψ adalah sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*.



(a)



(b)

Gambar 2.15 (a) Sistem sumbu bumi (b) Sistem sumbu badan pesawat [6]

2.10.2. Persamaan Gerak

Derivasi formal pertama dari perasamaan gerak untuk pesawat symmetric rigid biasanya dihubungkan dengan Brian (1991). Memperlakukan, dengan beberapa variasi perubahan dan tetap digunakan samapai saat ini dan memberikan dasar untuk pengembangan berikutnya. Tujuan nya adalah untuk mewujudkan hukum kedua newton tentang gerak untuk enam derajat kebebasan.

2.10.1 Gerak Translasi

Hukum II Newton:

$$\Sigma F = ma \quad (2.7)$$

Dimana:

$\Sigma F =$ Resultan gaya yang bekerja pada pesawat [N]

$$\Sigma F = F + F_{gravity} \quad (2.8)$$

$m = \text{massa [kg]}$

$a = \text{percepatan [m/sec}^2\text{]}$

$$\begin{aligned}\Sigma F &= m \frac{d}{dt} v_T \\ &= m \frac{d}{dt} v_T + (\omega \times v_T)\end{aligned}\quad (2.9)$$

$v_T = \text{kecepatan translasi [m/sec]}$

$\omega = \text{kecepatan angular pesawat [rad/sec]}$

Diketahui bahwa vector kecepatan linear dan angular total adalah

$$v_T = i\dot{U} + j\dot{V} + k\dot{W} \quad (2.10)$$

$$\omega = iP + jQ + kR \quad (2.11)$$

Sehingga

$$\frac{d}{dt} v_T = i\ddot{U} + j\ddot{V} + k\ddot{W} \quad (2.12)$$

Dan operasi perkalian silang menghasilkan:

$$\begin{aligned}\omega \times v_T &= \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{vmatrix} \\ &= i(QW - VR) + j(UR - PW) + k(PV - UQ)\end{aligned}\quad (2.13)$$

Substitusi persamaan (2.12) dan (2.13) ke persamaan (2.9), maka:

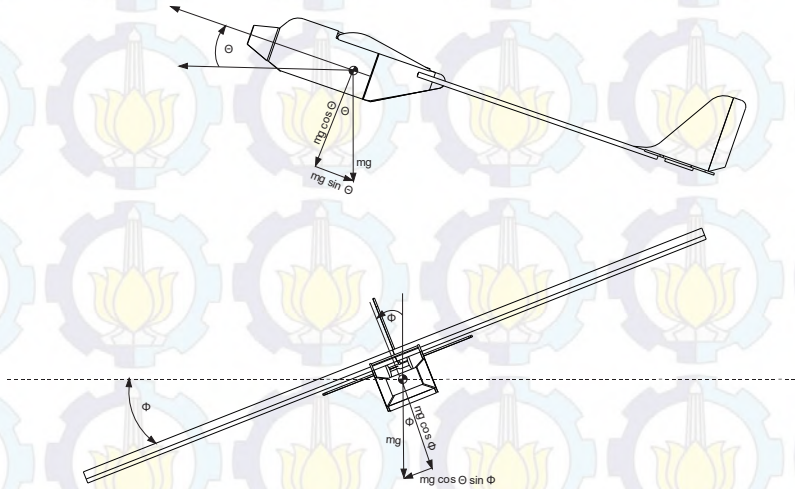
$$\begin{aligned}\Sigma F &= m\{i\ddot{U} + j\ddot{V} + k\ddot{W} + (i(QW - VR) + j(UR - PW) + k(PV - UQ))\} \\ \Sigma F &= m\{i(\ddot{U} + QW - VR) + j(\ddot{V} + UR - PW) + k(\ddot{W} + PV - UQ)\}\end{aligned}$$

$$\Sigma F = i\Sigma F_x + j\Sigma F_y + k\Sigma F_z \quad (2.14)$$

Sehingga:

$$\begin{aligned}
 \Sigma F_x &= m(\dot{U} + QW - VR) \\
 \Sigma F_y &= m(\dot{V} + UR - PW) \\
 \Sigma F_z &= m(\dot{W} + PV - UQ)
 \end{aligned} \tag{2.15}$$

Gaya karena efek gravitasi bumi pada pesawat adalah:



Gambar 2.16 Efek Gravitasi

$$\begin{aligned}
 (F_x)_{\text{gravity}} &= -mg \sin \theta \\
 (F_y)_{\text{gravity}} &= mg \cos \theta \sin \phi \\
 (F_z)_{\text{gravity}} &= mg \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned} \tag{2.16}$$

Dari persamaan 2.15 dan 2.16 maka diperoleh:

$$\begin{aligned}
 \Sigma F_x &= F_x + (F_x)_{\text{gravity}} = m(\dot{U} + QW - VR) \\
 \Sigma F_y &= F_y + (F_y)_{\text{gravity}} = m(\dot{V} + UR - PW) \\
 \Sigma F_z &= F_z + (F_z)_{\text{gravity}} = m(\dot{W} + PV - UQ)
 \end{aligned} \tag{2.17}$$

Sehingga persamaan 2.15 dapat ditulis menjadi:

$$F_x - mg \sin \theta = m(\dot{U} + QW - VR)$$

$$F_y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\dot{V} + UR - PW)$$

$$F_z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\dot{W} + PV - UQ) \quad (2.18)$$

Karena $F_x = X$, $F_y = Y$, dan $F_z = Z$, maka persamaan gaya pada sumbu (x, y, z) menjadi:

$$X - mg \sin \theta = m(\dot{U} + QW - VR) \quad (2.19)$$

$$Y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\dot{V} + UR - PW) \quad (2.20)$$

$$Z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\dot{W} + PV - UQ) \quad (2.21)$$

Atau dapat ditulis menjadi:

$$X = m(\dot{U} + QW - VR + g \sin \theta) \quad (2.22)$$

$$Y = m(\dot{V} + UR - PW - g \cos \theta \sin \phi) \quad (2.23)$$

$$Z = m(\dot{W} + PV - UQ - g \cos \theta \cos \phi) \quad (2.24)$$

2.10.2 Gerak Rotasi

Momentum angular didefinisikan sebagai berikut:

$$H = I\omega \quad (2.25)$$

Dimana,

$$H = \text{Momentum angular} \left[\frac{kgm^2rad}{sec} \right]$$

$$I = \text{Momen inersia} [kgm^2]$$

Matriks inersia didefinisikan sebagai:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

$$M = \frac{d}{dt}H + \omega \times H \quad (2.27)$$

Dimana,

$$M = \text{torsi} \left[\frac{\text{kgm}^2 \text{rad}}{\text{sec}^2} \right]$$

substitusi persamaan (2.25) ke persamaan (2.27), sehingga diperoleh :

$$M = I \frac{d}{dt}(\omega + \omega \times \omega) + \omega \times H \quad (2.28)$$

$$\text{dan } \omega \times \omega = 0$$

dari persamaan 2.11 maka diperoleh:

$$\frac{d}{dt}\omega = i\dot{P} + j\dot{Q} + k\dot{R} \quad (2.29)$$

dan

$$\omega \times H = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix} \quad (2.30)$$

untuk

$$\begin{aligned} H &= I\omega \\ &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} I_{xx}P & -I_{xy}Q & -I_{xz}R \\ -I_{xy}P & +I_{yy}Q & -I_{yz}R \\ -I_{xz}P & -I_{yz}Q & +I_{zz}R \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.31)$$

Dengan h_x , h_y , dan h_z adalah komponen-komponen dari H , sehingga:

$$\begin{aligned}
 hx &= I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \\
 hy &= -I_{xy}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \\
 hz &= -I_{xz}P - I_{yz}Q + I_{zz}R
 \end{aligned} \tag{2.32}$$

dan

$$I \frac{d}{dt} \omega = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} & -I_{xy}\dot{Q} & -I_{xz}\dot{R} \\ -I_{xy}\dot{P} & +I_{yy}\dot{Q} & -I_{yz}\dot{R} \\ -I_{xz}\dot{P} & -I_{yz}\dot{Q} & +I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} \tag{2.33}$$

Secara umum, pesawat merupakan simetri terhadap bidang XZ, dan oleh karena itu:

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

Maka,

$$h_x = I_{xx}P - I_{xz}R \tag{2.34}$$

$$h_y = I_{yy}Q \tag{2.35}$$

$$h_z = -I_{xz}P + I_{zz}R \tag{2.36}$$

dan

$$I \frac{d}{dt} \omega = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} \\ I_{yy}\dot{Q} \\ -I_{xz}\dot{P} + I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} \tag{2.37}$$

Dari persamaan (2.30), maka:

$$\begin{aligned}
 \omega \times H &= (Qh_z - Rh_y)i + (Rh_x - Ph_z)j + \\
 &\quad (Ph_y - Qh_x)k
 \end{aligned} \tag{2.38}$$

Substitusi (2.34), (2.35) dan (2.36) kepersamaan (2.38), maka:

$$\omega \times H = (-PI_{xz} + RQI_{zz} - RQI_{yy})i + (PRI_{xx} - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} - PRI_{zz})j + (PQI_{xx} - RQI_{xz} - PQI_{yy})k \quad (2.39)$$

Dari persamaan (2.28), (2.37) dan (2.39), dikombinasikan menjadi:

$$\begin{aligned} M_x &= I_{xx}\dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \\ M_y &= I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \\ M_z &= I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{xx} - I_{yy}) + RQI_{xz} \end{aligned} \quad (2.40)$$

Dimana M_x , M_y , dan M_z adalah komponen-komponen dari M . Secara umum dapat dinotasikan bahwa:

$$M_x = L, M_y = M \text{ dan } M_z = N$$

Dimana L , M , dan N adalah momen *roll*, *pitch*, dan *yaw* oleh karenanya persamaan (2.40) menjadi:

$$L = I_{xx}\dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \quad (2.41)$$

$$M = I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \quad (2.42)$$

$$N = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{xx} - I_{yy}) + RQI_{xz} \quad (2.43)$$

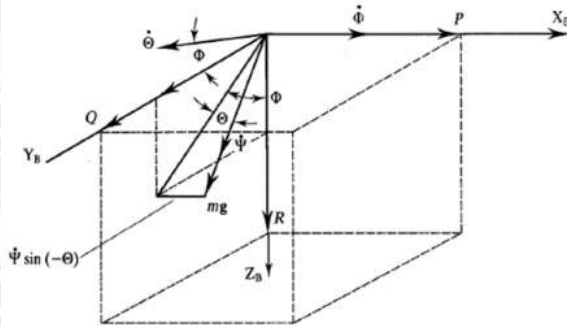
2.10.3 Kinematika Sudut Sikap Terbang

Untuk keperluan analisa manuever dan respon dinamika pesawat terbang, digunakan tiga sudut gerak rotasi pesawat terbang, yaitu: roll (Φ), pitch (Θ), yaw (Ψ). Hubungan sudut pergerakan euler dan kecepatan angular pesawat ditunjukkan pada gambar 2.17 [1]. Dari gambar 2.17 diperoleh persamaan sebagai berikut:

$$P = \dot{\Phi} - \Psi \sin \Theta \quad (2.44)$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \theta \sin \Phi \quad (2.45)$$

$$R = -\dot{\theta} \sin \Phi + \dot{\Psi} \cos \theta \cos \Phi \quad (2.46)$$



Gambar 2.17 Hubungan Sudut Pergerakan dan Kecepatan Anguler Pesawat (McLean)

atau dapat ditulis dalam bentuk:

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \tan \theta + R \cos \Phi \tan \theta \quad (2.47)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \quad (2.48)$$

$$\dot{\Psi} = Q \frac{\sin \Phi}{\cos \theta} + R \frac{\cos \Phi}{\sin \theta} \quad (2.49)$$

2.10.4 Linearisasi

Persamaan (2.22) - (2.24), dan (2.41) - (2.43) diatas merupakan persamaan non-linear. Apabila semua variable dikenakan gangguan (terjadi perubahan relative kecil), dimana [McLean]:

$$X = X_0 + x$$

$$Y = Y_0 + y$$

$$Z = Z_0 + z$$

$$P = P_0 + p$$

$$Q = Q_0 + q$$

$$U = U_0 + u$$

$$V = V_0 + v$$

$$W = W_0 + w$$

$$N = N_0 + n$$

$$\Phi = \Phi_0 + \varphi$$

$$\begin{aligned}
 R &= R_0 + r & \theta &= \theta_0 + \theta \\
 L &= L_0 + l & \psi &= \psi_0 + \psi \\
 M &= M_0 + m
 \end{aligned}$$

Maka persamaan (2.22) – (2.24) menjadi:

$$\begin{aligned}
 X_0 + x &= m((\dot{U}_0 + \dot{u}) + (Q_0 + q)(W_0 + w) - (V_0 + v)(R_0 + r) + g \sin(\theta_0 + \theta)) \\
 Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + (U_0 + u)(R_0 + r) - (P_0 + p)(W_0 + w) - g \cos(\theta_0 + \theta) \sin(\Phi_0 + \phi)) \\
 Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + (P_0 + p)(V_0 + v) - (U_0 + u)(Q_0 + q) - g \cos(\theta_0 + \theta) \cos(\Phi_0 + \phi)) \quad (2.50)
 \end{aligned}$$

Atau persamaan (2.50) dapat ditulis menjadi:

$$\begin{aligned}
 X_0 + x &= m((\dot{U}_0 + \dot{u}) + Q_0 W_0 + q W_0 + Q_0 w + q w - V_0 R_0 - V_0 r - R_0 v - v r + g(\sin \theta_0 \cos \theta + \cos \theta_0 \sin \theta)) \\
 Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + U_0 R_0 + U_0 r + R_0 u + u r - P_0 W_0 - P_0 w - W_0 p - p w - g(\cos \theta_0 \cos \theta - \sin \theta_0 \sin \theta) (\sin \Phi_0 \cos \phi + \cos \Phi_0 \sin \phi)) \\
 Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + P_0 V_0 + P_0 v + V_0 p + p v - U_0 Q_0 - U_0 q - Q_0 u - u q - g(\cos \theta_0 \cos \theta - \sin \theta_0 \sin \theta) (\cos \Phi_0 \cos \phi - \sin \Phi_0 \sin \phi)) \quad (2.51)
 \end{aligned}$$

dan persamaan (2.41) – (2.43) menjadi:

$$L_0 + l = I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r}) + (P_0 + p)(Q_0 + q)) + (Q_0 + q)(R_0 + r)(I_{zz} - I_{yy})$$

$$M_0 + m = I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0 + p)(R_0 + r)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}((P_0 + p)^2 - (R_0 + r)^2)$$

$$N_0 + n = I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0 + p)(Q_0 + q)(I_{xx} - I_{yy}) + (R_0 + r)(Q_0 + q)I_{xz} \quad (2.52)$$

atau persamaan (2.52) dapat ditulis menjadi:

$$L_0 + l = I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p + p q)(Q_0 R_0 + Q_0 r + R_0 q + q r)(I_{zz} - I_{yy}))$$

$$M_0 + m = I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0 R_0 + P_0 r + R_0 p + p r)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(P_0^2 + 2P_0 p + p p - R_0^2 - 2R_0 r - r r)$$

$$N_0 + n = I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p + p q)(I_{xx} - I_{yy}) + (R_0 Q_0 + R_0 q + Q_0 r + q r)I_{xz} \quad (2.53)$$

Dan persamaan (2.44)-(2.46) menjadi:

$$P_0 + p = (\dot{\Phi}_0 + \dot{\phi}) - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})\sin(\theta_0 + \theta)$$

$$Q_0 + q = (\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})\cos(\Phi_0 + \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})\cos(\theta_0 + \theta)\sin(\Phi_0 + \phi)$$

$$R_0 + r = -(\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})\sin(\Phi_0 + \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})\cos(\theta_0 + \theta)\cos(\Phi_0 + \phi) \quad (2.54)$$

Atau persamaan (2.54) dapat ditulis menjadi:

$$P_0 + \dot{p} = \dot{\Phi}_0 + \dot{\phi} - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\sin \theta_0 \cos \theta + \cos \theta_0 \sin \theta)$$

$$Q_0 + q = (\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})(\cos \Phi_0 \cos \phi - \sin \Phi_0 \sin \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\cos \theta_0 \cos \theta - \sin \theta_0 \sin \theta)(\sin \Phi_0 \cos \phi + \cos \Phi_0 \sin \phi)$$

$$R_0 + r = -(\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})(\sin \Phi_0 \cos \phi - \cos \Phi_0 \sin \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\cos \theta_0 \cos \theta \sin \theta_0 \sin \theta)(\cos \Phi_0 \cos \phi \sin \Phi_0 \sin \phi) \quad (2.55)$$

Ketika rata-rata gaya gangguan sangat kecil, maka dipenuhi asumsi [McLean]:

1. Perkalian (*product*) antar gangguan /bilangan kecil dapat dianggap nol.
2. Sinus dari sudut gangguan dapat dianggap sama dengan sudut gangguan, sedangkan cosinus dari sudut gangguan dianggap sama dengan satu.

Sehingga persamaan (2.51) menjadi:

$$\begin{aligned}
 X_0 + x &= m((\dot{U}_0 + \dot{u})Q_0W_0 + qW_0 + Q_0w - V_0R_0 - V_0r - R_0v + g(\sin \theta_0 + \cos \theta_0\theta)) \\
 Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + U_0R_0 + U_0r + R_0u - P_0W_0 - P_0w - W_0p - g(\cos \theta_0 - \sin \theta_0\theta)(\sin \phi_0 + \cos \phi_0\phi)) \\
 Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + P_0V_0 + P_0v + V_0p - U_0Q_0 - U_0q - Q_0u - g(\cos \theta_0 - \sin \theta_0\theta)(\cos \phi_0 - \sin \phi_0\phi)) \quad (2.56)
 \end{aligned}$$

dan persamaan 2.53 menjadi:

$$\begin{aligned}
 L_0 + l &= I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r})P_0Q_0 + P_0q + Q_0p)(Q_0R_0 + Q_0r + R_0q)(I_{zz} - I_{yy}) \\
 M_0 + m &= I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0R_0 + P_0r + R_0p)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(P_0^2 + 2P_0p - R_0^2 - 2R_0r) \\
 N_0 + n &= I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0Q_0 + P_0q + Q_0p)(I_{xx} - I_{yy}) + (R_0Q_0 + R_0q + Q_0r)I_{xz} \quad (2.57)
 \end{aligned}$$

dan persamaan (2.55) menjadi:

$$\begin{aligned}
 P_0 + p &= \dot{\phi}_0 + \dot{\phi} - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\sin \theta_0 + \cos \theta_0\theta) \\
 Q_0 + q &= (\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})(\cos \phi_0 - \sin \phi_0\phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\cos \theta_0 - \sin \theta_0\theta)(\sin \phi_0 + \cos \phi_0\phi)
 \end{aligned}$$

$$R_0 + r = -(\dot{\theta}_0 + \dot{\theta})(\sin \Phi_0 + \cos \Phi_0 \phi) + (\dot{\psi}_0 + \dot{\psi})(\cos \theta_0 - \sin \theta_0 \theta)(\cos \Phi_0 - \sin \Phi_0 \phi) \quad (2.58)$$

Persamaan (2.56)-(2.58) merupakan persamaan gerak UAV pada kondisi trim dan persamaan gangguan. Karenan linearisasi maka persamaan pada kondisi equilibrium diabaikan. Persamaan (2.56) menjadi:

$$\begin{aligned} x &= m(\ddot{u} + W_0 q + Q_0 w - V_0 r - R_0 v + g \cos \theta_0 \theta) \\ y &= m(\ddot{v} + U_0 r + R_0 u - P_0 w - W_0 p - g(\cos \theta_0 \cos \Phi_0 \phi - \sin \theta_0 \sin \Phi_0 \theta)) \\ z &= m(\ddot{w} + P_0 v + V_0 p - U_0 q - Q_0 u + g(\cos \theta_0 \sin \Phi_0 \phi + \sin \theta_0 \cos \Phi_0 \theta)) \end{aligned} \quad (2.59)$$

Dan persamaan (2.57) menjadi:

$$\begin{aligned} l &= I_{xx} \ddot{p} - I_{xz}(\ddot{r} + P_0 q + Q_0 p) + (Q_0 r + R_0 q)(I_{zz} - I_{yy}) \\ m &= I_{yy} \ddot{q} + (P_0 r + R_0 p)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(2P_0 p - 2R_0 r) \\ n &= I_{zz} \ddot{r} - I_{xz} \ddot{p} + (P_0 q + Q_0 p)(I_{xx} - I_{yy}) \\ &\quad + (R_0 q + Q_0 r)I_{xz} \end{aligned} \quad (2.60)$$

Dan persamaan (2.58) menjadi:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi}_0 \cos \theta_0 \theta - \dot{\psi} \sin \theta_0 \\ q &= -\dot{\theta}_0 \sin \Phi_0 \phi + \dot{\theta} \cos \Phi_0 + \dot{\psi} (\cos \theta_0 \cos \Phi_0 \phi - \sin \theta_0 \sin \Phi_0 \theta) + \dot{\psi} \cos \theta_0 \sin \Phi_0 \\ r &= -\dot{\theta}_0 \cos \Phi_0 \phi - \dot{\theta} \sin \Phi_0 - \dot{\psi}_0 (\cos \theta_0 \cos \Phi_0 \phi + \sin \theta_0 \sin \Phi_0 \theta) + \dot{\psi} \cos \theta_0 \cos \Phi_0 \end{aligned} \quad (2.61)$$

Kondisi equilibrium boleh disesuaikan kankembali apabila terjadi hal berikut [McLean]:

1. Terbang lurus (*straight*) menyebabkan $\dot{\Psi}_0 = 0$.
2. Terbang simetri menyebabkan $\Psi_0 = V_0 = 0$
3. Terbang dengan sayap mendatar (*wing level*) menyebabkan $\Phi_0 = 0$
4. Terbang setimbang (*trimmed*) menyebabkan $P_0 = Q_0 = R_0 = 0$ hal ini berakibat juga $P_0 = Q_0 = R_0 = 0$

Sehingga persamaan 2.59 menjadi:

$$\begin{aligned}x &= m(\dot{u} + W_0 q + g \cos \theta_0 \theta) \\y &= m(\dot{v} + U_0 r - W_0 p - g \cos \theta_0 \theta) \\z &= m(\dot{w} - U_0 q + g \sin \theta_0 \theta)\end{aligned}\quad (2.62)$$

Dan persamaan (2.60) menjadi:

$$\begin{aligned}l &= I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\m &= I_{yy}\dot{q} \\n &= I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p}\end{aligned}\quad (2.63)$$

Dan persamaan (2.61) menjadi:

$$\begin{aligned}p &= \dot{\theta} - \dot{\psi} \sin \theta_0 \\q &= \dot{\theta} \\r &= \dot{\psi} \cos \theta_0\end{aligned}\quad (2.64)$$

Persamaan diatas merupakan persamaan dengan perubahan kecil disekitar nilai equilibrium. Adapun fungsi gangguan yang cukup dominan dalam analisa gerak pesawat adalah berikut [McLean]:

$$\begin{aligned}x &= f(u, w, \delta_e, \delta_T) \\y &= f(v, p, r, \delta_r)\end{aligned}$$

$$z = f(u, w, \dot{w}, q, \delta_e, \delta_T)$$

$$l = f(v, p, r, \delta_r, \delta_a)$$

$$m = f(u, w, \dot{w}, q, \delta_e, \delta_T)$$

$$n = f(v, p, r, \delta_r, \delta_a)$$

Dengan derat Taylor persamaan fungsi gangguan ditulis sebagai berikut [McLean]:

$$\begin{aligned} x &= \frac{\partial x}{\partial u} u + \frac{\partial x}{\partial w} w + \frac{\partial x}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial x}{\partial \delta_T} \delta_T \\ y &= \frac{\partial y}{\partial v} v + \frac{\partial y}{\partial p} p + \frac{\partial y}{\partial r} r + \frac{\partial y}{\partial \delta_r} \delta_r \\ z &= \frac{\partial z}{\partial u} u + \frac{\partial z}{\partial w} w + \frac{\partial z}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial z}{\partial q} q + \frac{\partial z}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial z}{\partial \delta_T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.65)$$

Untuk persamaan gangguan momen menjadi:

$$\begin{aligned} l &= \frac{\partial L}{\partial v} v + \frac{\partial L}{\partial p} p + \frac{\partial L}{\partial r} r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \delta_a \\ m &= \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \delta_T \\ n &= \frac{\partial N}{\partial v} v + \frac{\partial N}{\partial p} p + \frac{\partial N}{\partial r} r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \delta_a \end{aligned} \quad (2.66)$$

Substitusi persamaan (2.62) ke persamaan (2.65), maka diperoleh:

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + W_0 q + g \cos \theta_0 \theta) &= \frac{\partial x}{\partial u} u + \frac{\partial x}{\partial w} w + \frac{\partial x}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial x}{\partial \delta_T} \delta_T \\ m(\dot{v} + U_0 r - W_0 p - g \cos \theta_0 \varphi) &= \frac{\partial y}{\partial v} v + \frac{\partial y}{\partial p} p + \frac{\partial y}{\partial r} r + \frac{\partial y}{\partial \delta_r} \delta_r \\ m(\dot{w} - U_0 q + g \sin \theta_0 \theta) &= \frac{\partial z}{\partial u} u + \frac{\partial z}{\partial w} w + \frac{\partial z}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial z}{\partial q} q + \\ &\quad \frac{\partial z}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial z}{\partial \delta_T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.67)$$

Substitusi persamaan (2.63) ke persamaan (2.66), maka diperoleh:

$$\begin{aligned}
I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} &= \frac{\partial L}{\partial v} v + \frac{\partial L}{\partial p} p + \frac{\partial L}{\partial r} r + \frac{\partial L}{\partial \delta r} \delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta a} \\
I_{yy}\dot{q} &= \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \delta_T \\
I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} &= \frac{\partial N}{\partial v} v + \frac{\partial N}{\partial p} p + \frac{\partial N}{\partial r} r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \quad (2.68)
\end{aligned}$$

Jika masing-masing komponen persamaan (2.67) dibagi dengan massa (m), sedangkan komponen pada persamaan (2.66) dibagi dengan inersia (I), maka dengan mengikuti definisi dibawah ini:

$$\begin{aligned}
Xi &= \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial i} & Li &= \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial i} \\
Yi &= \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial i} & Mi &= \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial i} \\
Zi &= \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial i} & Ni &= \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial i}
\end{aligned}$$

Menyebabkan persamaan (2.65) dan (2.66) menjadi:

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= X_u u + X_w w - W_0 q - g \cos \theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \\
\dot{v} &= Y_v + Y_p + Y_r - U_0 r + W_0 p + g \cos \theta_0 \varphi + Y_{\delta_r} \delta_r \\
\dot{w} &= Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + U_0 q - g \sin \theta_0 \theta + Z_q q + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_T} \delta_T \\
\dot{p} &= L_v v + L_p p + L_r r + I_{xz} I_{xx} \dot{r} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\
\dot{q} &= M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_T} \delta_T \\
\dot{r} &= N_v + N_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \dot{p} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \quad (2.70)
\end{aligned}$$

Dengan $X_i, Y_i, Z_i, L_i, M_i, N_i$ adalah parameter pesawat atau dalam beberapa literature dipakai istilah parameter turunan stabilitas (*stability derivative*).

2.10.3. Persamaan Keadaan (*State Equation*) Longitudinal

Gerak longitudinal merupakan gerak yang diakibatkan oleh gaya-gaya yang bekerja pada bidang simetri XZ. Gerak ini melibatkan kecepatan linear ke depan, ke atas, kecepatan sudut *pitch* dan sudut *pitch*. Sehingga persamaan longitudinal nya adalah sebagai berikut [Robert C Nelson]:

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u\right)u - X_w w + (g \cos \theta_0) \theta = X_\delta \delta + X_{\delta T} \delta_T \quad (2.71)$$

$$\begin{aligned} & -Z_u u + \left((1 - Z_w) \frac{d}{dt} - Z_w \right) w \\ & - \left((u + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right) \theta = Z_\delta \delta + Z_{\delta T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.72)$$

$$\begin{aligned} & -M_u u - \left(M_w \frac{d}{dt} + M_w \right) w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \theta = M_\delta \delta \\ & + M_{\delta T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.73)$$

Pada praktiknya, turunan Z_q dan Z_w diabaikan karena kontribusi terhadap responnya sangat kecil sedangkan δ_T diabaikan karena diasumsikan kecepatan pesawat konstan. Persamaan gerak longitudinal ditulis dalam bentuk sebagai berikut.

$$\dot{x} = Ax + Bn \quad (2.74)$$

Dimana x adalah vector keadaan, n control vektor, matrik A dan B merupakan turunan kesetabilan.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Z_\delta \\ M_\delta \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (2.75)$$

Dari matriks persamaan keadaan diatas, terlihat bahwa variable kedaannya terdiri dari kecepatan u , kecepatan vertical w , pitch rate q , sudut pitch θ . Input dari system tersebut adalah defleksi bidang kontrol *elevator*. Sedangkan matriks A dan B merupakan parameter terbang pesawat. Pada analisa kesetabilan gerak longitudinal, output yang dianalisa ada empat, yaitu kecepatan linear sumbu x (u), kecepatan vertical w , *pitch rate* (q), dan sudut *pitch* (θ). Berikut ini adalah matriks output $y = Cx$ dari masing-masing output.

Tabel 2.2 Matriks output gerak longitudinal

No	Output	Matriks Output
1	$y \triangleq u$	$[1 \ 0 \ 0 \ 0]$
2	$y \triangleq w$	$[0 \ 1 \ 0 \ 0]$
3	$y \triangleq q$	$[0 \ 0 \ 1 \ 0]$
4	$y \triangleq \theta$	$[0 \ 0 \ 0 \ 1]$

2.10.4 Persamaan Keadaan (*State Space*) Gerak lateral

Gerak lateral direksional adalah gerakan pesawat yang melibatkan kecepatan linear ke samping v , kecepatan roll (p), kecepatan yaw (r), sudut roll (ϕ), sudut yaw (ψ). Dalam tugas akhir ini sudut yaw diabaikan untuk mereduksi bentuk matriks. Pengabaian ini tidak berpengaruh terhadap gerak pesawat lateral-direksional. Sehingga persamaan gerak yang terlibat dalam gerak lateral direksional adalah sebagai berikut. [Robert C Nelson].

$$\left(\frac{d}{dt} - Y_v\right)\Delta v - Y_p \Delta p + (u_0 - Y_r)\Delta r - g \cos \theta_0 \Delta \phi = Y_{\delta r} \Delta \delta_r \quad (2.76)$$

$$-L_v \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p\right)\Delta p - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \frac{d}{dt} + L_r\right)\Delta r = L_{\delta a} \Delta \delta_a + L_{\delta a} \Delta \delta_a \quad (2.77)$$

$$-N_v \Delta v - \left(\frac{l_{xz}}{I_z} \frac{d}{dt} + N_p \right) \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r \right) \Delta r = N_{\delta a} \Delta \delta_a + N_{\delta r} \Delta \delta_r \quad (2.78)$$

Dimana x adalah vector keadaan, n control vektor, matrik A dan B merupakan turunan kesetabilan.

$$\dot{x} = Ax + Bn$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & u_0 & 0 \\ N_v & N_p & M_q & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta r} \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.79)$$

Pada matriks persamaan keadaan diatas, terlihat bahwa yang menjadi variable state yaitu Kecepatan kesamping (v), kecepatan sudut roll (p), kecepatan sudut yaw (r), serta sudut roll (ϕ), input dari system yaitu defleksi bidang kontrol *rudder* (δ_r) dan aileron (δ_a). Sedangkan matriks A dan B merupakan parameter terbang pesawat.

Pada analisa kesetabilan lateral ada empat output, yaitu kecepatan kesamping (v), kecepatan sudut *roll* (p), kecepatan sudut *yaw* (r), serta sudut roll (ϕ). Berikut ini adalah matriks output $y = Cx$ dari masing-masing output.

Table 2.3 Matriks Output Gerak Lateral

No	Output	Matriks output
1	$y \triangleq v$	$[1 \ 0 \ 0 \ 0]$
2	$y \triangleq p$	$[0 \ 1 \ 0 \ 0]$
3	$y \triangleq r$	$[0 \ 0 \ 1 \ 0]$
4	$y \triangleq \phi$	$[0 \ 0 \ 0 \ 1]$

2.11. Kriteria Kestabilan Natural Pesawat

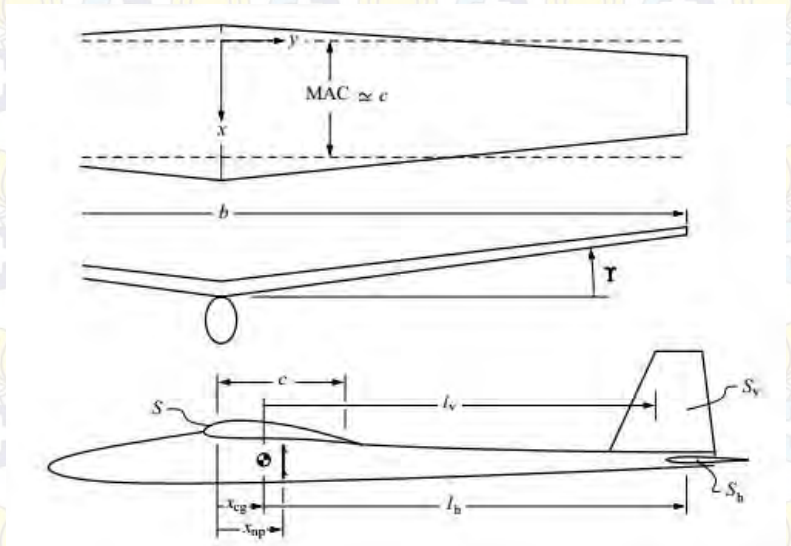
Pesawat harus memiliki nilai kesetabilan serta keterkontrolan tertentu untuk dapat terbang diudara. Hal ini akan menjadi pertimbangan penting dalam perancangan sebuah pesawat. Evaluasi yang akurat dari karakteristik kesetabilan merupakan proses yang rumit, dan tidak cocok untuk preliminary atau intermediate desain. Namun secara sederhana kriteria kesetabilan dapat ditentukan dengan memberikan estimasi yang beralasan serta mudah diaplikasikan. Kriteria tersebut melibatkan dimensi, seperti ditampilkan pada gambar 2.16. Lokasi x longitudinal umumnya terukur dari leading edge *Mean Aerodynamic Chord* (MAC) ke root-mean-square rata-rata chord. Untuk kebanyakan jenis sayap ukuran ini hampir sama dengan simple-average chord (c).

Lengan momen horizontal tail (l_h) dan vertical tail (l_v) merupakan jarak diantara center of gravity (CG) dan rata-rata lokasi quarter-chord dari permukaan horizontal dan vertical tail. Kriteria yang akan digunakan untuk estimasi dimensi yaitu posisi CG terhadap lokasi rata-rata quarter chord tail ketika mengukur l_h dan l_v .

2.11.1. Posisi Center of Gravity

Posisi dan ukuran horizontal tail sebuah pesawat, serta posisi CG merupakan factor dominan dalam kesetabilan gerak pitch, yaitu kecenderungan untuk secara otomatis menjaga angle of attack (α) dan kecepatan aliran udara (v). Pengaruh dasar dari perpindahan lokasi CG yaitu:

1. Mengurangi $\frac{x_{cg}}{c}$ (CG pindah kedepan): meningkatkan kesetabilan; lebih tahan terhadap perubahan α dan v .
2. Menambahkan $\frac{x_{cg}}{c}$ (CG pindah kebelakang): mengurangi kesetabilan; kurang tahan terhadap perubahan α dan v .

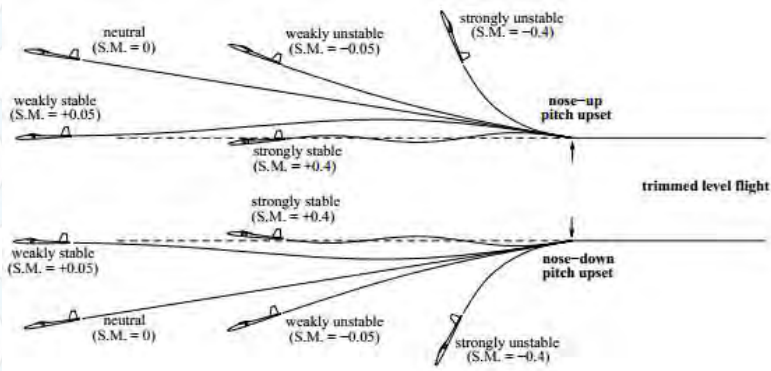


Gambar 2.18 Panjang, Luas area, dan sudut yang digunakan dalam kriteria kesetabilan [16]

Terdapat suatu posisi CG khusus yang akan memberikan kesetabilan netral, disebut dengan *neutral point* (NP). Seperti ditampilkan pada gambar 2.16 sebagai X_{np} . Derajat dari kestabilan gerak *pitch* atau ketidak stabilan secara tradisional dispesifikasikan dengan *Stability Margin*.

$$S.M = \frac{x_{np} - x_{cg}}{c} \quad (2.1)$$

Pada Gambar 2.17 diilustrasikan tingkah laku natural pesawat setelah dikenakan gangguan dalam gerak *pitch*, untuk nilai S.M yang berbeda. Tingkah laku tidak stabil terjadi ketika S.M bernilai negative yaitu ketika CG berada di belakang NP. Karena ketidakstabilan *pitch* akan membuat pesawat sangat sulit untuk dikontrol atau tidak mungkin untuk dikontrol, posisi NP diperitmbangkan secara praktikal sebagai batas CG.



Gamabr 2.19 Respon natural karena gangguan dalam gerak pitch, untuk nilai kesetabilan pitch berbeda.

Menjadikan S.M positif dengan cara memindahkan CG jauh kedepan akan berdampak pada kestabilan pitch dan kekuatan resistance terhadap pitch upset, tetapi juga memiliki efek yang tidak diinginkan.

2.11.2. Kriteria Ukuran Horizontal Tail

Lokasi netral point X_{np} terutama dikendalikan oleh ukuran horizontal tail dan momen arm dari titik CG. Sebuah pengukuran untuk tail effectiveness yaitu horizontal tail volume coefficient:

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S_c}$$

Umumnya nilai V_h jatuh pada range

$$V_h = 0.3 \dots 0.6$$

Jika nilai V_h terlalu kecil, tingkah laku gerak pitch akan sangat sensitive terhadap lokasi titik CG. Hal ini juga akan menunjukkan kecenderungan untuk menahan angin atau upset lainnya, dan secara umum akan sulit dalam pengendalian gerak pitch. Nilai V_h

juga akan mempengaruhi lokasi NP, dapat diestimasi dengan persamaan

$$\frac{X_{np}}{c} \cong \frac{1}{4} + \frac{1 + \frac{2}{AR}}{1 + \frac{2}{AR_h}} \left(1 - \frac{4}{AR + 2} \right) V_h$$

Derivasi dari persamaan diatas buka tidak akan dijelaskan pada bagaian ini, tapi akan mudah untuk dievaluasi untuk konfigurasi pesawat lainnya.

2.11.3. Kriteria Ukuran Vertikal Tail

Peran utama dari vertical tail yaitu untuk memberikan redaman yaw, yang merupakan kecenderungan mereda osilasi yaw pesawat. Vertikal tail juga menyediakan stabilitas yaw, walaupun hamper dipastikan yaw redaman cukup. Suatu ukuran vertical tail effectiveness yaitu vertical tail volume coefecient.

$$V_v \equiv \frac{S_v L_v}{S_b}$$

Umumnya nilai V_v jatuh di range:

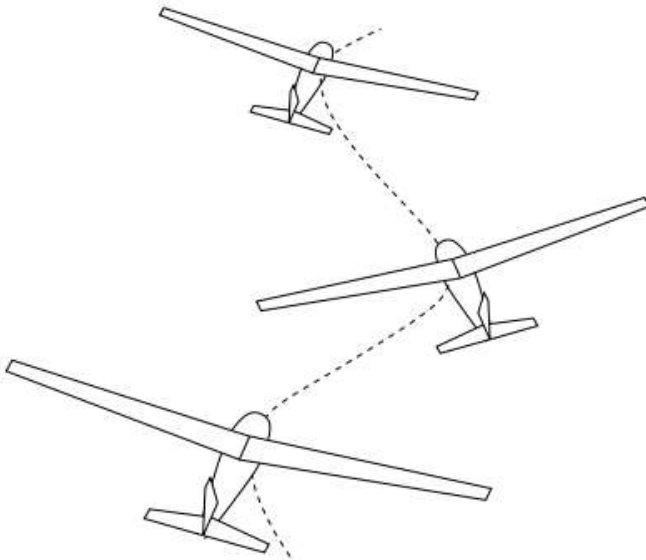
$$V_v = 0.02 \dots 0.05$$

Jika nilai V_v terlalu kecil, pesawat akan cenderung berosilasi dalam gerak yaw. Osilasi ini sperti diilustrasikan pada gambar 2.18 disebut dengan Dutch roll, akan menyulitkan dalam ke presisian control gerak yaw. Untuk mendapatkan nilai V_h dan V_v yang sesuai untuk perancangan sebuah pesawat membutuhkan pengalaman. Salah satu pendekatan umum yaitu meniru jenis pesawat yang telah ada yang memiliki kesetabilan serta keterkontrolan yang baik.

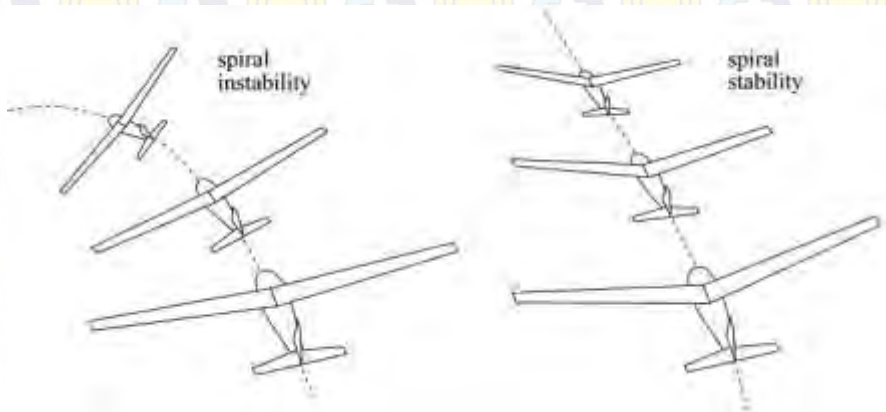
2.11.4. Kriteria ukuran sudut dehidral – Spiral Stability

Sudut dehidral dari sebuah sayap pesawat, ditunjukkan Y pada gambar 2.16, menyediakan beberapa derajat stabilitas natural spiral. Ketidak stabilan pesawat cenderung meningkatkan bank angle pada beberapa tingkat, maka dari itu diperlukan perhatian khusus dari pilot. Sebaliknya, stabil spiral pesaawat akan cenderung roll ke atas kanan dengan tanpa control input dari pilot, dan akan memudahkan pesawat untuk terbang. Gambar 2.18 membandingkan 2 tipe tingkah laku kestabilan roll. Kestabilan dan ketidakstabilan pesawat roll dapat ditentukan dengan parameter spiral B

$$B \equiv \frac{lv}{b} \frac{Y}{CL} \quad (Y \text{ dalam degree}) \quad ()$$



Gambar 2.20 Kecenderungan osilasi dutch roll karena tidak seseuaian vertical tail volume.



Gambar 2.21 Kestabilan spiran dan ketidakstabilan spiran

$B > 5$, *spirally stable*

$B = 5$, *spirally neutral*

$B < 5$, *spirally unstable*

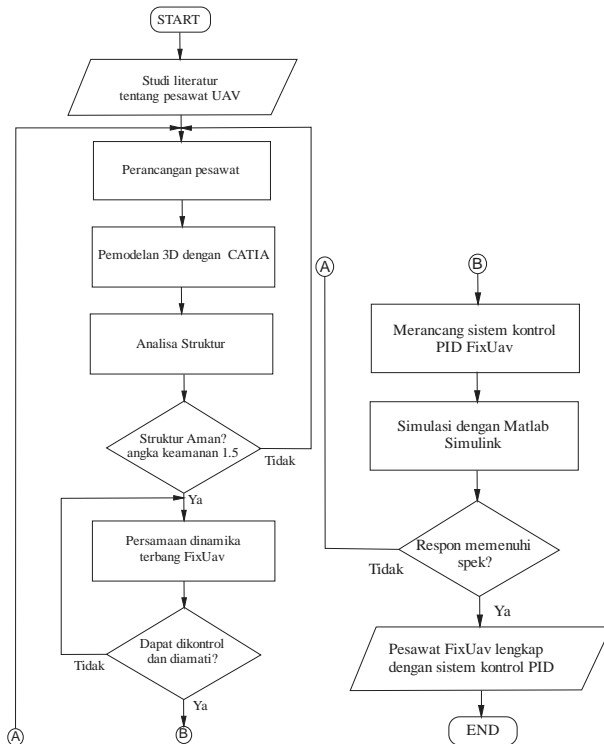
Parameter utama dalam penyesuaian B pada langkah perancangan yaitu sudut dehidral Y .

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB III METODOLOGI

3.1. Tahapan Penelitian

Pada bab ini akan dijelaskan metodologi yang akan dilakukan pada tugas akhir ini meliputi studi literatur, perancangan pesawat Fixed wing, analisa struktur, perancangan sistem kontrol, dan pengujian terbang. Pemodelan dan simulasi dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CATIA dan MATLAB Simulink. Adapun flow chart penelitian secara umum dapat dilihat pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 Flowchart penelitian umum

Adapun tahapan-tahapan penelitian dalam tugas akhir ini, antara lain yaitu:

1. Studi Literatur
Untuk memperdalam pemahaman mengenai topik penelitian, dilakukan studi literature yang berkaitan dengan perancangan pesawat Fixed wing, serta studi literature mengenai perancangan system kontrol PID pesawat Fixed wing. Studi literature diperoleh dari buku, jurnal, dan penelitian terdahulu yang berkaitan dengan pesawat Fixed wing.
2. Perancangan Pesawat Fixed wing
Tahap ini dimulai dengan penentuan misi terbang pesawat, misi yang diangkat ialah *aerial mapping*. Sehingga kebutuhan perancangan ialah pesawat harus mampu terbang dengan stabil dan mampu terbang dengan kecepatan rendah. Selanjutnya menentukan dimensi, bentuk pesawat Fixed wing serta airofoil yang akan digunakan.
3. Pemodelan
Pemodelan dilakukan untuk mendapatkan koefesien-koefesien inersia serta perkiraan berat, untuk memudahkan dalam proses produksi. Harga koefesien-koefesien inersia akan dijadikan sebagai dasar untuk simulasi perancangan system kontrol, sedangkan perkiraan berat dijadikan sebagai dasar pemilihan komponen system propulsi (ESC dan motor brushless) pada pesawat Fixed wing. Pemodelan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CATIA.
4. Analisa struktur
Untuk mendapatkan ketangguhan yang baik, proses analisa struktur dilakukan. Analisa struktur dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CATIA. Bagian sayap yang mempunyai beban yang paling besar karena menopang seluruh berat badan pesawat. Oleh karenanya analisa struktur ditekankan pada bagian sayap.
5. Perancangan system kontrol PID

Pesawat Fixed wing merupakan benda kaku yang bergerak bebas diudara. Agar pesawat Fixed wing mampu terbang sesuai dengan misi. Maka perlu dilakukan perancangan system kontrol. Sistem kontrol berfungsi sebagai pengkoreksi kesalahan-kesalahan akibat adanya gangguan yang disebabkan oleh angin.

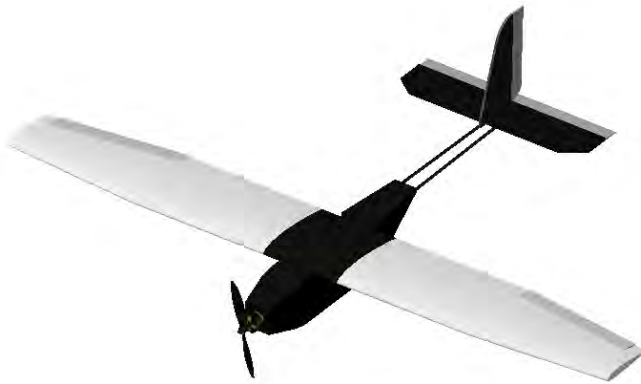
3.2. Perancangan Pesawat Fixed wing

Dalam melakukan proses perancangan pesawat Fixed wing, hal pertama yang harus diperhatikan ialah misi untuk apa pesawat dibangun. Dalam tugas akhir ini pesawat Fixed wing dirancang untuk misi pengambilan gambar dari udara, yang kemudian gambar tersebut akan diolah untuk dijadikan peta. Gambar yang baik dihasilkan oleh perangkat dengan minimal redam getaran. Sehingga untuk dapat menghasilkan gambar yang baik, pesawat Fixed wing harus mampu terbang dengan stabil dan kecepatan rendah. Selain itu pesawat Fixed wing juga harus mampu membawa kamera. Maka dari sekian kebutuhan, hal-hal yang harus diperhatikan dalam perancangan yaitu *payload*, pemilihan *aerofil*, serta sistem propulsi.

Pemodelan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CATIA V5R17. Koefisien-koefisien seperti inersia, karakteristik aerodinamika, perkiraan berat dan dimensi akan didapatkan setelah melakukan pemodelan. Model 3D Fixed wing ditampilkan pada gambar 3.2.

Tabel 3.1 Spesifikasi Fixed wing

Tipe	Handlaunch
Wingspan	1480 mm
Panjang <i>Fuselage</i>	992 mm
Luas Area Sayap	24 dm ²
Aerofoil	NACA 2412
Waktu Terbang	20 Menit
Kontroller	ArduPilot Mega



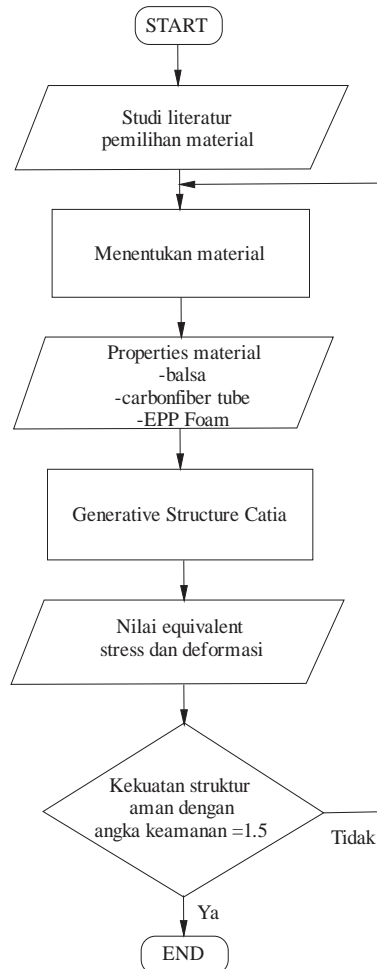
Gambar 3.2 Model 3D Fixed wing

3.3. Analisa Struktur

Sebuah wahana terbang sangat rentan jatuh dari ketinggian. Wahana yang memiliki kecepatan dan ketinggian akan mudah hancur ketika *crash* karena terkena energy kinetic dan potensial. Untuk meminimalkan kehancuran akibat *crash*, maka pada tugas akhir ini dilakukan analisa struktur. Tahapan-tahapan analisa struktur antara lain:

1. Studi literature pemilihan material
Untuk mengetahui material umum yang digunakan dalam perancangan pesawat *Fixed wing*, serta untuk mendapatkan nilai-nilai properties untuk tiap-tiap material yang digunakan.
2. Pemilihan material
Material yang dipilih pada tahap ini adalah kayu balsa untuk *fuselage*, *horizontal* dan *vertical tail* Fixed wing, dan *carbon tube* sebagai *wingspar* sayap. Material ini dipilih berdasarkan sifat mekanik dari masing-masing material.
3. Memasukan properties material dan pemberian beban
Properties Material yang telah didapatkan kemudian dimasukan kedalam material properties pada perangkat lunak CATIA.
4. Analisa struktur
Beban terbesar yang ditopang oleh Fixed wing merupakan beban yang ditopang oleh sayap. Komponen-komponen

elektronika seperti baterai, ESC, motor brushless ditempatkan pada bagian *fuselage*. Kemudian analisa dilakukan pada bagian sayap. Pemberian beban yaitu sebesar berat *fuselage* pesawat.



Gambar 3.3 Flow Chart Analisa Struktur

5. Angka keamanan 1.5

Untuk memastikan keamanan, berat *fuselage* Fixed wing dikalikan dengan angka keamanan 1.5. Apakah material yang telah dipilih akan dinyatakan aman jika dengan menggunakan angka keamanan 1.5?. Dipilih angka keamanan ini berdasarkan jenis kendaraan bergerak diudara, apabila angka keamanan lebih dari 1.5 akan ada tambahan bobot dan pesawat lebih berat. Diagram alir analisa struktur ditampilkan pada gambar 3.3.

3.4. Perancangan Sistem Kontrol

Pesawat *Fixed wing* merupakan benda kaku yang bergerak bebas diudara, agar pesawat *Fixed wing* mampu menyelesaikan misi dengan baik, maka perlu dilakukan perancangan system kontrol untuk pesawat *Fixed wing*. Sistem kontrol berfungsi sebagai kontroler yang akan mengurangi kesalahan-kesalahan akibat adanya gangguan. Untuk memperjelas langkah-langkah dalam perancangan system kontrol maka dibuat diagram alir perancangan sistem kontrol seperti pada Gambar 3.4.

Adapun tahapan-tahapan perancangan antara lain:

1. Menentukan inputan

Untuk melakukan pemodelan inputan yang akan dimodelkan yaitu massa, inersia, dan turunan kesetabilan. Nilai untuk massa dan inersia bisa didapatkan dari perangkat lunak Catia dengan mempertimbangkan geometri dan properties material. Sedangkan untuk turunan kesetabilan didapatkan dengan menggunakan DATCOM dengan mempertimbangkan kondisi terbang, geometry pesawat, dan koefisien aerodinamika.

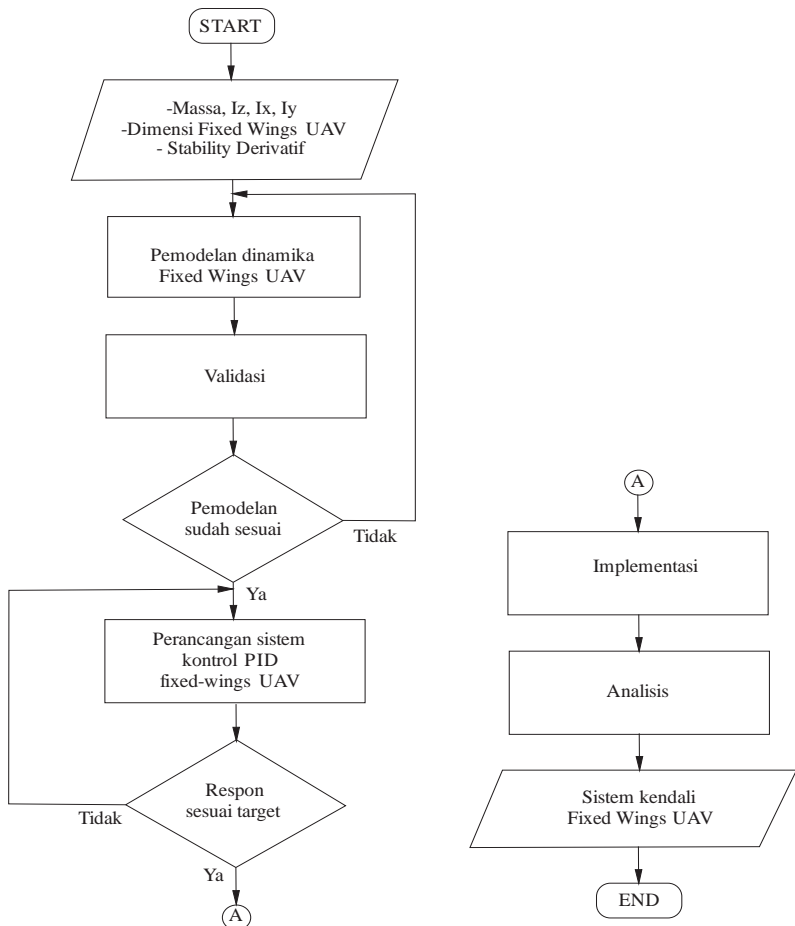
2. Pemodelan dinamika

Massa, inersia, dan turunan kesetabilan merupakan inputan dalam melakukan pemodelan dinamika UAV. Persamaan yang digunakan bersal dari persamaan gerak linear translasi dan rotasi yang telah ditambahkan efek gravitasi. Persamaan telah diturunkan pada sub bab 2. Kemudian dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB Simulink

persamaan gerak translasi rotasi dimodelkan dengan inputan berupa massa, inersia dan turunan kesetabilan.

3. Perancangan system kontrol

Perancangan system kontrol dilakukan dengan mempertimbangkan spesifikasi desain. Adapun spesifikasi desain dapat dilihat pada tabel 3.2.



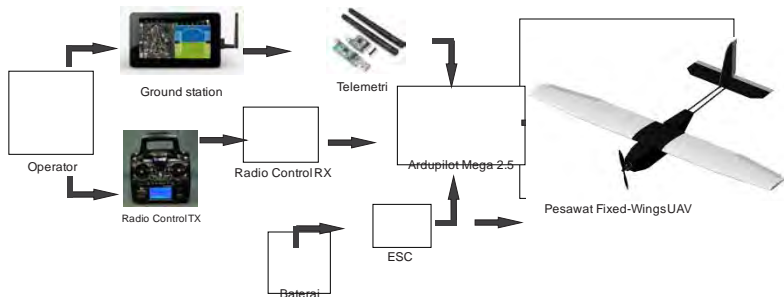
Gambar 3.4 Flow Chart perancangan Sistem Kontrol

Tabel 3.2 Spesifikasi design system kontrol PID

Rise Time	< 1 sec
Settling Time	< 10 sec
Steadystate Error	0
Overshoot	< 12%

3.5. Skematic Sistem Komunikasi Fixed wing

Pesawat Fixed wing dkendalikan oleh operator dari darat dengan menggunakan radio kontrol. Monitoring dilakukan melalui *ground station*. Komunikasi antara *ground station* dengan pesawat Fixed wing melalui telemetry dua arah *transmitter* dan *receiver*. Data yang dikirimkan melalui telemetry berupa kecepatan, ketinggian, *Heading*, kecepatan sudut *rolling*, *pitching*, dan *yawing*. Rangkaian system komunikasi Fixed wing secara lengkap dapat dilihat pada Gambar 3.5.

**Gambar 3.5** Skematic sistem komunikasi Fixed wing

BAB IV

PERANCANGAN DAN PENGUJIAN FIXED WING

Pada BAB ini akan dibahas mengenai proses perancangan hingga pengujian terbang Fixed wing. Pada proses perancangan terdiri dari langkah-langkah yang dimulai dengan pemilihan misi tujuan pesawat Fixed wing. Selanjutnya dilanjutkan dengan pemilihan material yang akan digunakan dalam pembuatan pesawat Fixed wing. Kemudian pemodelan Fixed wing dmenggunakan CATIA agar memudahkan dalam proses pembuatan serta analisa aerodinamika maupun analisa kekuatan struktur Fixed wing.

- **Pemilihan Material**

Pemilhan material untuk pembuatan Fixed wing didasarkan pada kekuatan dan massa. Semakin kuat dan semakin ringan akan semakin baik digunakan untuk Fixed wing. Maka dari itu material yang dipilih dalam pembuatan Fixed wing yaitu material epp foam untuk bagaian sayap, kayu balsa untuk bagian *fuselage*, *horizontal* dan *vertical tail*.

- **Pemodelan Fixed wing Dengan Menggunakan CATIA.**

Bagian-bagian atau komponen Fixed wing seperti sayap, horizonrtal dan vertikal tail serta *fuselage* digambar tiga dimensi dengan skala 1:1. Kemudian di *assembly* untuk mendapatkan pemodelan gambar 3 dimensi Fixed wing. Gambar 3D assembly Fixed wing akan menjadi acuan dalam proses produksi serta analisa kekuatan struktur dan aerodinamika.

- **Simulai Fixed wing Dengan MATLAB SIMULINK.**

Dalam tahap ini akan dianalisa kesetabilan *pitch*, *roll*, *yaw* Fixed wing dengan metoda perancangan system kontrol Fixed wing. Koefesien-koefesien aerodinamika akan diperlukan untuk mendapatkan gaya-gaya yang bekerja pada Fixed wing. Koefesien didapatkan dengan menggunakan DATCOM.

- **Pengujian Terbang**

Pengujian terbang dilakukan untuk mengetahui macam-macam karakteristik terbang Fixed wing, diantaranya yaitu:

1. Kecepatan minimum yang dicapai sebelum pesawat *stall*.
2. Kekuatan struktur sayap.

4.1. Pemilihan Material

Material yang digunakan terdiri dari beberapa material yang berbeda, untuk pembuatan sayap material yang dipilih EPP foam, pemilihan material ini didasarkan pada propertiesnya, material EPP foam memiliki density 60 Kg/m^3 , artinya EPP foam merupakan material yang ringan dan cocok digunakan untuk pembuatan Fixed wing. Selain ringan material ini juga memiliki sifat mekanis ulet yang baik, sehingga tidak akan mudah patah ketika diudara. Namun material EPP Foam mudah sekali terbending, maka dari itu pembuatan sayap dengan menggunakan material EPP Foam memerlukan material penguat, oleh karnanya pada bagian dalam sayap akan ditambahkan penguat *carbon tube*.

Untuk pembuatan bagian *fuselage*, *horizontal tail*, dan *vertical tail* material yang akan digunakan yaitu kayu balsa. Pemilihan material ini didasarkan pada keringanan dan kekuatannya. Properties material yang dipilih untuk pembuatan Fixed wing ditabelkan pada table 4.1.

Selain komponen utama Fixed wing komponen lain yang berkontribusi terhadap gaya berat Fixed wing yaitu komponen elektronika. Komponen elektronika yang digunakan ditimbang satu persatu untuk mendapatkan masa tiap-tiap komponen. Dengan melakukan penimbangan pada komponen elektronika maka didapatkan data masa tiap-tiap komponen elektronika seperti ditabelkan pada tabel 4.2.

Data densitas diperlukan untuk simulasi data inersia dan analisa struktur. Untuk mendapatkan data-data densitas komonen-komponen elektronika yaitu dengan cara menggambar CAD komponen-kompnen elektronika untuk dihitung volumenya. Kemudian nilai volume dibagi dengan massa. Maka akan

didapatkan harga densitas tiap masing-masing komponen. Perkiraan berat total Fixed wing akan didapatkan.

Tabel 4.1 Daftar properties material Fixed wing

No	Nama Komponen	Material	Density (Kg/m ³)	Yield Strenght (MPa)	Young Modulus (MPa)
1	Sayap	EPP Foam [15]	60	10	320
2	Penguat sayap	Carbon tube [14]	150	-	-
3	<i>Fuselage</i> , Horizontal, Vertikal Tail	Kayu balsa [16]	100	-	-

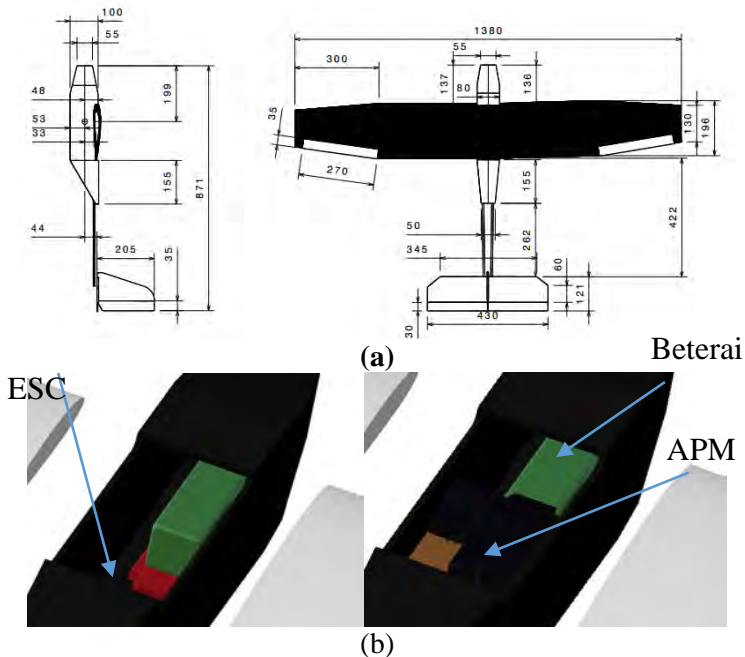
Tabel 4.2 Massa komponen elektronik Fixed wing

No.	Nama	Massa (gr)
1	Ardupilot Mega	47,52
2	ESC	61
3	Motor	160,4
4	Propeller	9,6
5	Kabel AWG	9,55
6	Receiver RC	8,51
7	Motor Servo (4 pcs)	48
10	UBEC	12
11	Baterai	189
12	<i>Fuselage</i>	342
Total Massa		812.4

4.2. Pemodelan CAD Fixed wing

Data geometri Fixed wing akan diperlukan dalam proses analisa aerodinamika sebagai masukan perangkat lunak DATCOM. Selain itu pemodelan juga akan digunakan untuk simulasi struktur sayap Fixed wing dan mendapatkan data inertia. Gambar geometri Fixed wing serta dimensi Fixed wing dalam satuan mm ditampilkan pada gambar 4.1 (a).

Desaian Fixed wing dilengkapi dengan interior luas, sesuai dengan kebutuhan desain dimana uav akan digunakan untuk aerial mapping, sehingga akan membutuhkan ruang yang luas sebagai penyimpanan kamera. Selain itu apabila kamera sedang tidak digunakan ruang pada penempatan kamera dapat diganti dengan modul lain misalnya sensor kelembapan, kamera night vision, thermal vision dan berbagai macam sensor yang lain. Interior Fixed wing ditampilkan seperti pada gambar 4.1 (b).



Gambar 4.1 (a) Geometri Fixed Wing (b) Interior kabin

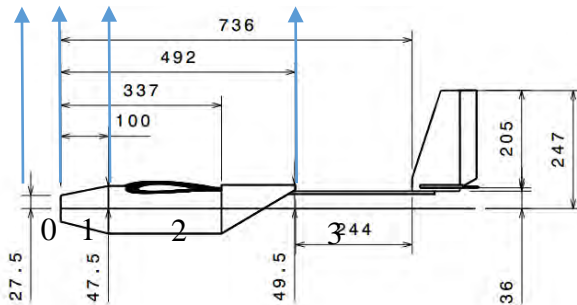
4.2.1. Analisa Aerodinamika

Data-data yang diperlukan untuk analisa aerodinamika yaitu referensi luasan area sayap (S), panjang bentang sayap (b), aspek ratio (AR), dan *cross sectional fuselage*. Secara lengkap data-data geometri yang diperlukan ditabelkan pada tabel 4.3. Aspek ratio merupakan perbandingan dari luasan sayap dengan panjang chord. Hasil perhitungan aspek ratio = 8.27 artinya untuk jenis pesawat *aerial mapping* angka 8.27 sudah cukup. Nilai aspek ratio yaitu diantar 35 dan 2, nilai aspek ratio 35 akan cocok untuk jenis pesawat *sail plane*.

Referensi lain sebagai dasar analisa aerodinamika yaitu *cross sectional fuselage*. Didapatkan dengan cara pengukuran geometri dari titik referensi bagian terdepan Fixed wing. Hasil pengukuran *cross sectional fuselage* ditampilkan pada tabel 4.3. Dimensi *cross sectional fuselage* dalam satuan mm ditampilkan pada gambar 4.2.

Tabel 4.3 Geometri Fixed wing

Nama	Symbol	Nilai
Aspek ratio	AR	8.27
Luasan area sayap	S_w	0.237 m ²
Panjang bentang sayap	b_w	1.4 m
Wing root chord sayap	cr_w	0.17 m
Horizontal tail area	S_h	0.051m ²
Horizon tail span	b_h	0.430 m
Horiz. Tail root chord	cr_h	0.122 m
Vertical tail area	S_v	0.022 m ²
Vert. tail height	b_v	0.205 m
Verti. Tail root chord	cr_v	0.110 m



Gambar 4.2 *fuselage cross sectional area Fixed wing*

Tabel 4.4 *Fuselage cross section*

Station	X (m)	S(m ²)	Zu (m)	Zl (m)
0	0	0.003	0.0275	0.0275
1	0.01	0.008	0.0475	0.053
2	0.337	0.008	0.0475	0.053
3	0.492	0.0008	0.0495	0

Koefesien *drag*, *lift*, momen diperlukan untuk perhitungan gaya dan momen yang bekerja pada Fixed wing. Koefesin ini bisa didapatkan dengan cara pengujian dengan menggunakan terowongan udara (*wind tunnel*), namun pengujian dengan menggunakan metode itu akan sangat memakan waktu dan biaya. Metode lain untuk mendapatkan koefesien aerodinamika yaitu dengan menggunakan simulasi computer DATCOM. Datcom merupakan perangkat lunak yang telah dikembangkan oleh USAF (United States Air Force).

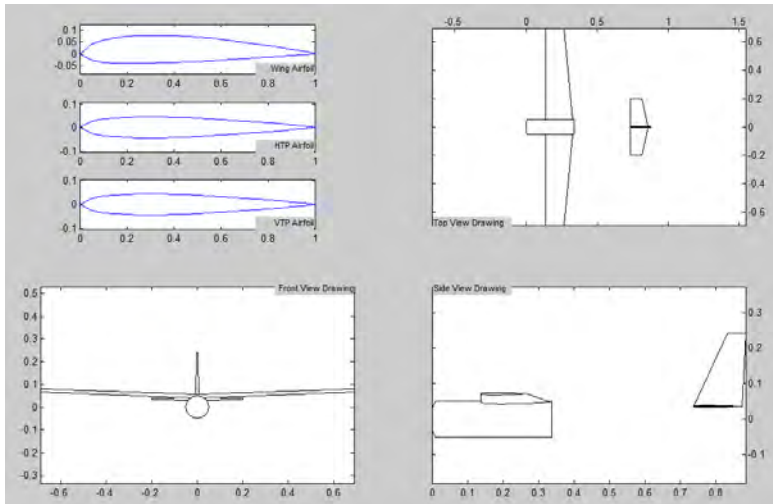
Untuk mendapatkan data turunan kesetabilan, data geometry serta kondisi terbang Fixed wing diinputkan pada

perangkat lunak datcom. File input dan output dari datcom berupa text file, data koefisien ditampilkan pada lampiran.

Tabel 4.5 Kondisi terbang Fixed wing

Input	Symbol	Nilai	Keterangan
Mach	M	0.058	Actual uji terbang mach number
Kecepatan	U	5 m/s	Kecepatan cruising Fixed wing
Angle of attack	α	-9 sd 22deg	Di variasikan
Altitude	Alt	100 m	Ketinggian terbang
Weight	W	1.116 kg	Total berat Fixed wing

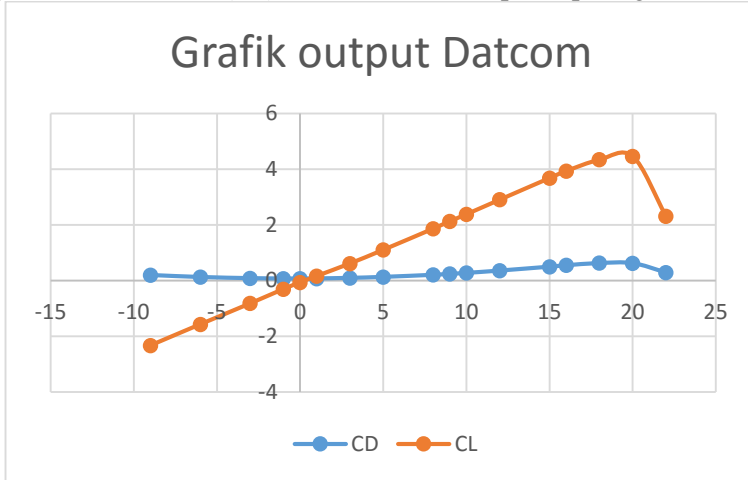
Sebelum melakukan analisa aerodinamika, untuk memverifikasi apakah inputan geometri sudah sesuai dengan geomtri Fixed wing. Input geometri yang disediakan pada table 4.2 diverifikasi menggunakan *script* matlab yang dikembangkan oleh zerocrossraptor.wordpress.com. Pendekatan geometry Fixed wing ditampilkan seperti gambar 4.4.



Gambar 4.3 Representasi input geometri datcom Fixed wing

Hasil keluaran datcom ditampilkan dalam bentuk grafik. Dpat dilihat dari grafik coefficient *lift*, *drag*, pitching moment,

rolling moment, dan yawing moment. Maksimum coefficient *lift* Fixed wing yaitu berada pada angle of attack 20 derajat 4.462, artinya sudut serang lebih dari 20 derajat Fixed wing akan mengalami stall (kehilangan gaya angkat). Koefesien *drag* maksimum berada pada sudut serang 20 derajat. Secara lengkap grafik koefesien *drag*, *lift* dan momen ditampilkan pada gambar 4.5.



Gambar 4.4 Grafik coefficient, *lift drag* moment pitch

Grafik diatas menunjukkan CD dan CL Fixed wing, dapat dilihat koefesien *drag* maximum berada pada sudut serang 20 derajat. Begitu pula dengan koefesien *lift*, nilai maximum berada pada 20 derajat yang artinya fixed wing akan mengalami *stall* (kehilangan gaya angkat) pada saat angle of attack berada pada 20 derajat. Selanjutnya data koefesien aerodinamika pada gambar 4.4 akan digunakan untuk perhitungan turunan keseimbangan.

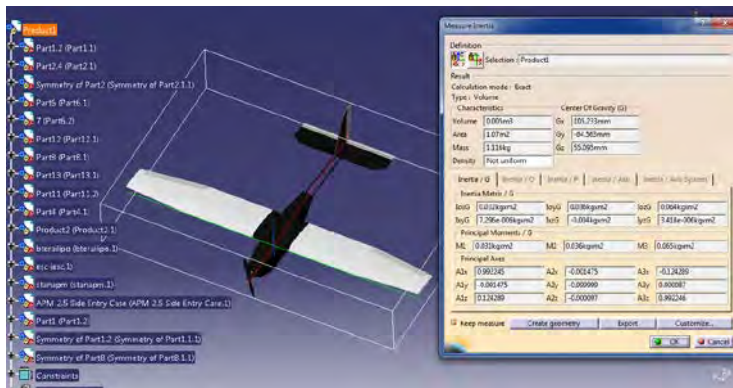
4.2.2. Pengukuran Massa dan Inertia

Masa, volume, densitas serta penempatan komponen elektronika akan menjadi acuan untuk mendapatkan data inertia. Massa dan densitas tiap-tiap komponen telah didapatkan seperti dijelaskan pada sub bab material, selanjutnya dengan CATIA data

inertia didapatkan. Ilustrasi pengukuran inertia ditampilkan pada gambar 4.6 dan data-data inertia ditabelkan pada table 4.6.

Tabel 4.6 Massa dan Inersia Fixed wing

No	Koefisien	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	1.116	Kg
3	Ixx	0,027	Kg m ²
4	Iyy	0.006	Kg m ²
5	Izz	0.032	Kg m ²

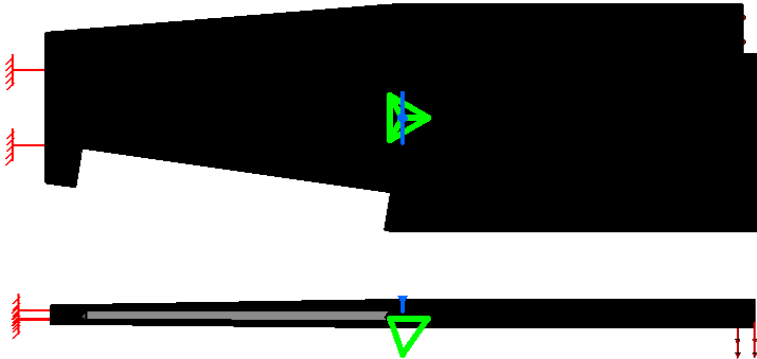


Gambar 4.5 Pengukuran nilai massa dan inersia Fixed wing CATIA

4.3. Analisa Struktur Sayap Fixed wing

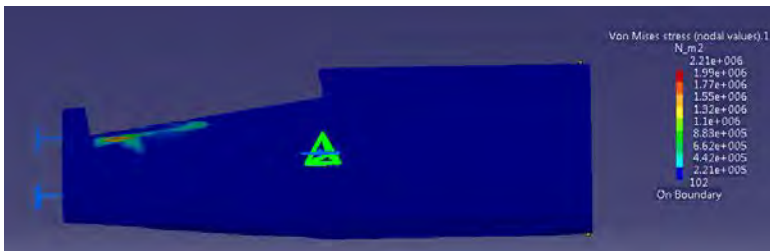
Analisa struktur Fixed wing dilakukan hanya pada bagian sayap. Karena pada bagian ini akan mengalami deformasi jika beban berlebih dikenakan. Beban yang ditanggung oleh sayap adalah beban yang dihasilkan karena berat *fuselage* serta berat komponen elektronika seperti baterai, esc, motor brushless dan lain-lain. Ilustrasi pembebanan yang dikenakan pada sayap dapat

dilihat pada gambar 4.7. Sebelum dilakukan simulasi, terlebih dahulu properties material sayap ditentukan terlebih dahulu. Material dalam pembuatan sayap adalah EPP foam, properties material dapat dilihat pada tabel 4.1.



Gambar 4.6 Ilustrasi pembebanan pada bagian sayap

Dari gambar 4.7 dapat dilihat bagian yang di klamp adalah bagian terluar sayap sedangkan pembebanan diberikan pada bagian tengah sayap. Analysis dilakukan hanya pada bagian kiri sayap, karena untuk bagian kanan dianggap sama. Setelah dilakukan analisa struktur dapat dilihat pada gambar 4.8 sayap mengalami deformasi maksimum sebesar 2.21 MPa.



Gambar 4.7 Von mises stress sayap dengan tegangan maksimum 2.21 Mpa

4.4. Proses Manufaktur

Pesawat Fixed wing disusun dari berbagai material yang berbeda, kayu balsa, carbon tube, dan epp foam. Untuk proses pembuatan *fuselage* material yang digunakan kayu balsa. Bahan dasar kayu balsa yang tersedia dipasaran memiliki dimensi 10 x 100 mm dengan ketebalan 3 mm, bahan dasar kayu balsa dapat dilihat pada gambar 4.9 (a). Kemudian kayu balsa dibentuk sesuai rancangan Fixed wing yang telah dimodelkan. Penggunaan material kayu balsa sebagai material penyusun mudah untuk dibentuk, hanya dengan menggunakan pisau cutter dan lem G. Gambar *fuselage* yang telah dibentuk dapat dilihat pada gambar 4.9 (b).



Gambar 4.8 (a) Bahan dasar kayu balsa, (b) *fuselage* terbuat dari kayu balsa

Horizontal dan vertikal tail juga dibuat dengan menggunakan bahan dasar kayu balsa. Proses pembuatannya tidak berbeda dengan pembuatan *fuselage* yaitu pemotongan dengan menggunakan pisau cutter dan penggabungan dengan lem G.

Penampilan Fixed wing akan lebih menarik bila diberi warna pada Fixed wing, oleh karena itu pada komponen *fuselage*, *horizontal tail*, dan *vertical tail* dilapisi dengan covering film. Cara menggunakan covering film yaitu dengan cara memanasi covering film dan menempelkannya pada bagian kayu balsa. Komponen

fuselage setelah dilapisi covering film dapat dilihat pada gambar 4.10.



Gambar 4.9 *Fuselage* dengan covering film

Setelah seluruh komponen terbentuk, maka kemudian komponen-komponen tersebut di rakit menjadi satu kesatuan utuh Fixed wing. Gambar perakitan Fixed wing dapat dilihat pada gambar 4.11.



Gambar 4.10 Penggabungan komponen-komponen Fixed wing

4.5. Perancangan Sistem Kontrol PID Fixed wing

Dalam perancangan system kontrol PID Fixed wing langkah pertama yang dikerjakan yaitu mendapatkan koefesien inersia dan turunan kesetabilan. Koefesien inersia telah didapatkan dari pemodelan CAD CATIA. Turunan kesetabilan didapatkan dari perangkat lunak DATCOM. Perancangan system control dikelompokkan dalam longitudinal dan lateral. Longitudinal mencakup gerakan pitching dan *lateral* mencakup gerakan *rolling* dan *yawing*. Persamaan gerak telah diturunkan pada bab 2. Persamaan gerak longitudinal 2.9 dan persamaan gerak lateral yaitu persamaan 2.12.

4.5.1 Gerak Longitudinal

Setelah melakukan perhitungan turunan kesetabilan dengan Matlab maka didapat matrix longitudinal.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2415 & 0.1111 & 0 & -9.81 \\ -0.5377 & -0.2788 & 10 & 0 \\ 0.3828 & -5.1090 & -7.2169 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -6.5183 \\ 2.2347 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_e]$$

1. Uji keterkontrolan

Matriks keterkontrollan dihitung dengan persamaan sebagai berikut.

$$M_c = [B \ AB \ A^2B \ A^3B]$$

Matriks keterkontrolan gerak longitudinal input elevator.

$$M_c = \begin{bmatrix} 0 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0031 \\ -0.0000 & 0.0000 & -0.0030 & 0.2102 \\ 0.0000 & -0.0003 & 0.0209 & -14440 \\ 0 & 0.0000 & -0.0003 & 0.0209 \end{bmatrix} 1.0e + 07$$

2. Uji Keteramatan

Matriks uji keteramatan diberikan oleh persamaan berikut.

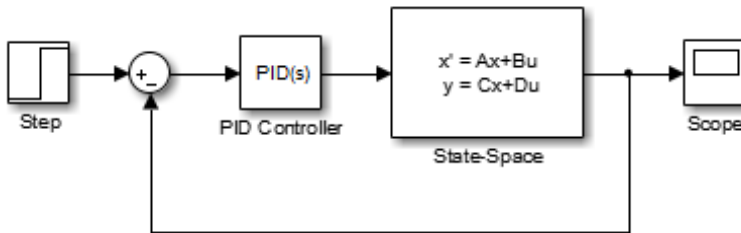
$$M_0 = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ CA^3 \end{bmatrix}$$

Setelah dihitung dengan Matlab, hasil matriks keteramatan sebagai berikut.

$$M_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0.0001 & 0 & 0 \\ -0.001 & -0.0000 & 0.0010 & 0 \\ -0.0039 & -0.0155 & -0.0715 & 0.0005 \\ -0.2663 & 1.1147 & 4.9431 & -0.0378 \end{bmatrix} 1.0e+04$$

Dengan perhitungan Matlab dapat diperoleh rank M_c dan $M_o = 4$. Maka sistem dapat dikontrol dan diamati.

3. Blok diagram perancangan system control gerak longitudinal dapat dilihat pada gambar 4.12.



Gambar 4.11 Diagram block controller PID

4.5.2 Gerak Lateral

Koefisien turunan stabilitas untuk gerak lateral telah dihitung dengan menggunakan Matlab, maka matriks gerak lateral didapatkan sebagai berikut.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2540 & 0 & -10 & 9.81 \\ -0.0910 & -0.3695 & 2.1900 & 0 \\ 0.0250 & -0.3500 & -0.7600 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -0.3383 \\ 27.7413 & 17.6839 \\ 0.5229 & -8.8420 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{ail} \\ \delta_{rud} \end{bmatrix}$$

1. Uji keterkontrolan

Matriks keterkontrolan dihitung dengan persamaan berikut.

$$M_c = [B \ AB \ A^2B \ A^3B]$$

Matriks keterkontrolan input aileron.

$$M_{ca} = \begin{bmatrix} 0 & 5.2290 & 374.5389 & -291.8307 \\ 27.7413 & -9.1054 & -18.2937 & -3.8086 \\ 0.5229 & -10.1069 & 10.7374 & 7.6059 \\ 0 & 27.7413 & -9.1054 & -18.2937 \end{bmatrix}$$

Matriks keterkontrolan input rudder.

$$M_{cr} = \begin{bmatrix} -0.3383 & 88.5059 & 145.7776 & -399.4823 \\ 17.6839 & -25.8675 & 2.6475 & -9.5601 \\ -8.8420 & 0.5221 & 10.8695 & -5.5430 \\ 0 & 17.6839 & -25.8675 & 2.6475 \end{bmatrix}$$

2. Uji keteramatan

Matriks keteramatan dihitung dengan persamaan berikut:

$$M_0 = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ CA^3 \end{bmatrix}$$

Perhitungan menggunakan Matlab dihasilkan matriks keteramatan input aileron sebagai berikut:

$$M_{oa} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0250 & -0.3500 & -0.7600 & 0 \\ 0.0065 & 0.3953 & -0.4389 & 0.2453 \\ -0.0486 & 0.2528 & 1.1343 & 0.0638 \end{bmatrix}$$

Rank dari matriks M_c dan $M_o = 4$, maka matriks lateral dengan input aileron dapat terkontrol dan teramati.

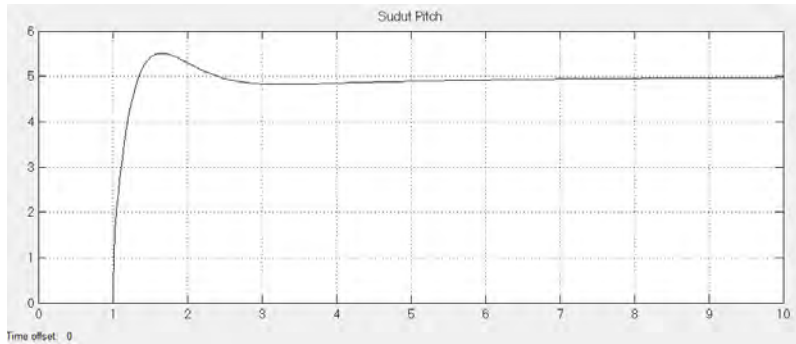
4.5.3 Respon Keluaran Kontroller PID

Perancangan sistem kontrol PID matriks gerak lateral diberi inputan berupa step input. Dengan final value dan step input diisi nilai 1. Nilai K_p , K_i , dan K_d didapat kan dengan metode tuning pada Simulink. Besarnya nilai K_p , K_i , K_d , serta respon keluaran transient dapat dilihat pada table 4.7. Grafik respon keluaran controller PID dapat dilihat pada gambar 4.13.

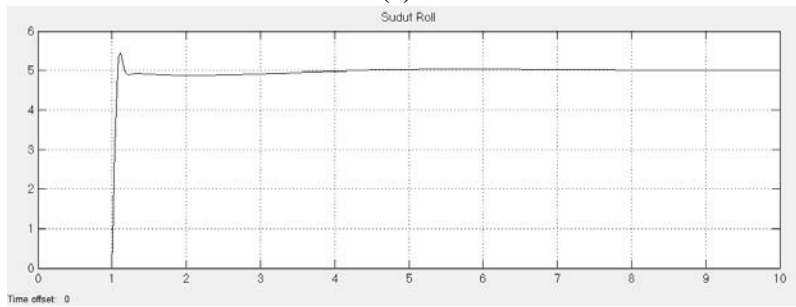
Dapat dilihat pada gambar 4.13 (a) dan table 4.7 dengan nilai $K_p = 10$, $K_i = 14$, dan $K_d = 0.6$ respon keluran sudut *pitch* ketika Fixed wing diberikan inputan gangguan berupa defleksi elevator 10 derajat, diperoleh parameter controller *rise time* = 0.265 detik, *settling time* = 4.07 dan persen *overshoot* = 9.8%. Dapat disimpulkan bahwa dengan keadaan ini pesawat Fixed wing dapat dinyatakan stabil dalam gerak longitudinal.

Pada gambar 4.13 (b) respon keluaran untuk gerak lateral dengan inputan defleksi aileron, nilai PID yang diperoleh dengan yaitu $K_p = 0.45$, $K_i = 4$, $K_d = 0.8$. Parameter controller respon yang diperoleh yaitu *rise time* = 0.0737 detik, *settling time* = 5.27 detik serta persen *overshoot* = 6.8%. Dapat disimpulkan bahwa dengan keadaan ini pesawat fixed wing dinyatakan stabil dalam gerak lateral.

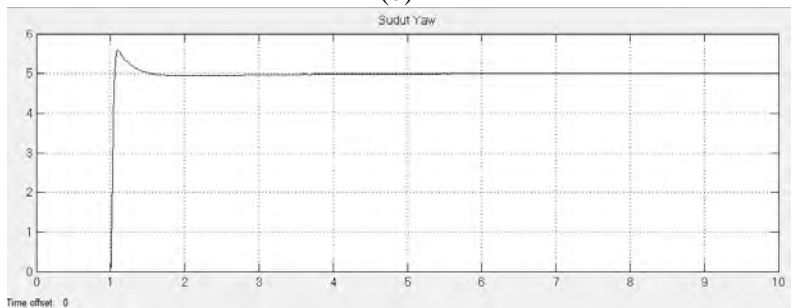
Pada gambar 4.13 (c) respon keluaran untuk gerak lateral dengan inputan defleksi *rudder*, nilai konstanta PID yang diperoleh dengan *tuning* yaitu $K_p = 10$, $K_i = 1.4$, $K_d = 8.5$. Parameter controller respon yang diperoleh yaitu *rise time* = 0.0382 detik, *settling time* = 0.369 detik serta persen *overshoot* = 12%. Dapat disimpulkan bahwa dengan keadaan ini pesawat fixed wing dapat dinyatakan stabil gerak lateral.



(a)



(b)



(c)

Gambar 4.12 Grafik respon keluaran (a) pitch, (b) roll, (c) yaw

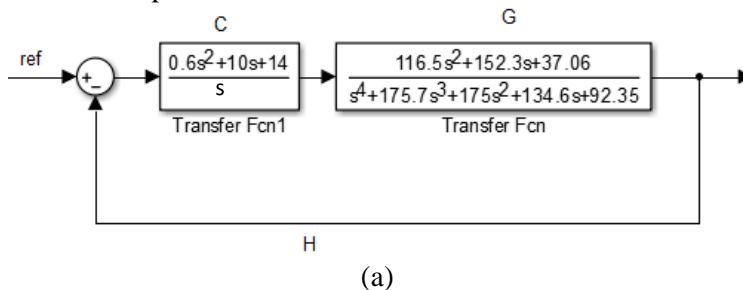
Tabel 4.7 Parameter Kontroller PID

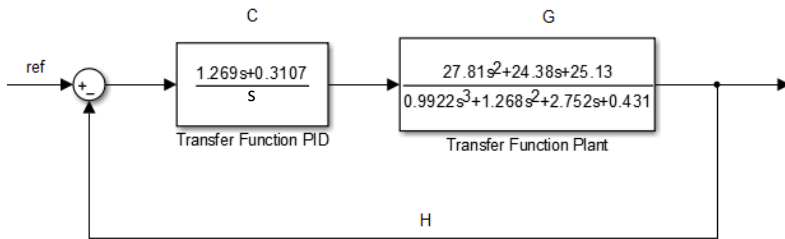
Sistem		Rise time (s)	Settling Time (s)	Overshoot (%)
Pitch	K _p = 10	0.265	4.07	9.8
	K _i = 14			
	K _d = 0.6			
Roll	K _p = 0.45	0.0737	5.27	6.8
	K _i = 4			
	K _d = 0.8			
Yaw	K _p = 10	0.0382	0.369	12
	K _i = 1.4			
	K _d = 8.5			

4.6 Analisa Kestabilan

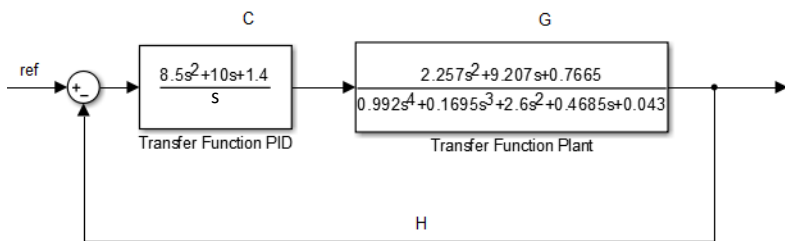
Pada analisa kestabilan gerak longitudinal maupun lateral pesawat fixed wing digunakan metode analisa kesetabilan root locus. Persamaan closed loop state space dirubah kedalam bentuk transfer function. Sebagai perhitungan *close loop* untuk analisa kesetabilan dapat dilihat pada gambar 4.14. Perhitungan close loop secara lengkap dapat dilihat pada lampiran.

Setelah didapatkan transfer function close loop, dapat dilihat pada gambar 4.15, berdasarkan analisa letak pole system dapat dinyatakan stabil karena letak pole berada di sisi kiri diagram dan tidak ada pole disebelah kanan.



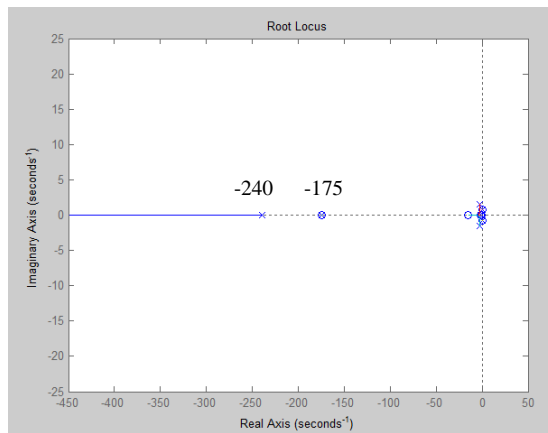


(b)

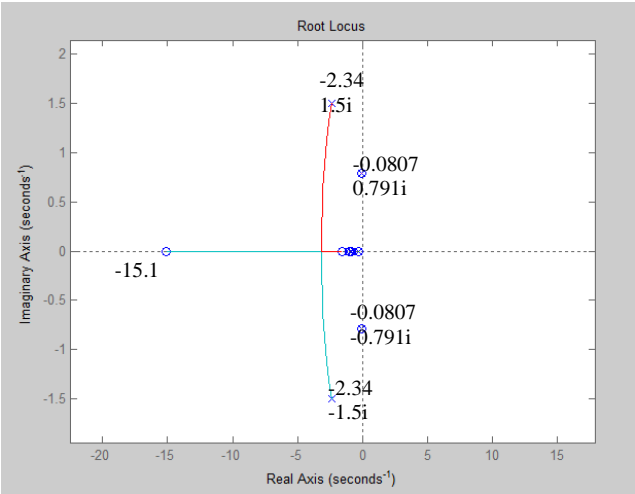


(c)

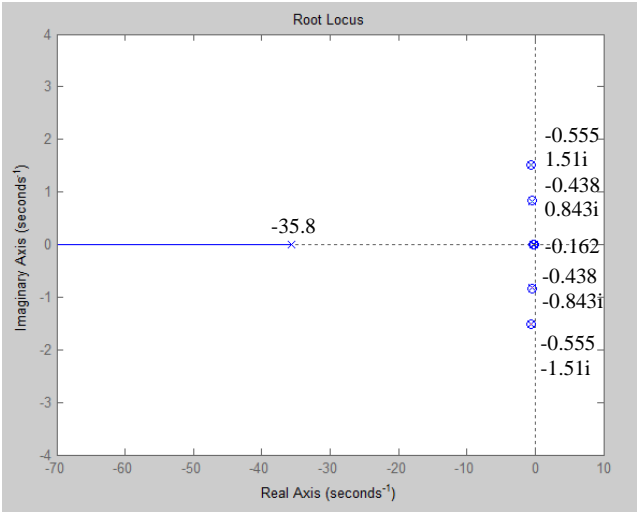
Gambar 4.13 Blok Diagram close loop (a) Pitching (b) Rolling (c) Yawing



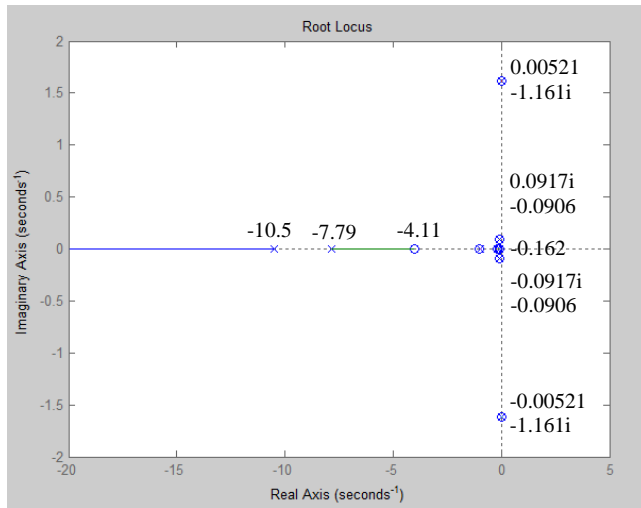
(a)



(b)



(c)



(d)

Gambar 4.14 Root locus (a) pitch (b) perbesaran pitch (c) roll (d) yaw

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

Pada BAB ini akan dijelaskan mengenai kesimpulan dan saran yang didapatkan dari penelitian rancang bangun dan analisa system kendali pesawat tanpa awak Fixed wing.

5.1. Kesimpulan

Dari pembahasan pada bab-bab sebelumnya dapat disimpulkan bahwa:

1. Fixed wing dibentuk dengan bentang sayap 1.380 m, luasan area sayap panjang *fuselage* 0.237 m, dan masa 1.116 kg
2. Analisa struktur sayap dengan pembebanan sebesar massa pesawat 1.116 kg menghasilkan tegangan maksimum 2.21 Mpa, masih aman dengan angka keamanan 1.5.
3. Pengaruh kotroller PID terhadap gerak pitch menghasilkan *rise time* 0.265, *settling time* = 4.07 dan *overshoot* 9.8%. Untuk gerak roll menghasilkan *rise time* = 0.0737, *settling time* = 5.27 dan *overshoot* = 10.2 %. Untuk gerak yaw menghasilkan *rise time* = 0.0382 detik, *settling time* = 0.369 detik dan *overshoot* = 10.5 %.

5.2. Saran

Adapun saran-saran untuk pengembangan dari tugas akhir ini yaitu:

1. Perhitungan dilakukan dengan mempertimbangkan sensor yang ada pada Ardupilot Mega.
2. Analisa aerodinamika dengan menggunakan *wind tunnel* atau CFD untuk mendapatkan koefesien aerodinamika yang lebih akurat serta mengamati fenomena aerodinamika lainnya.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Robert C. Nelson. 1989. *Flight Stability and Automatic Control*. Netro Dame: Mc Graw Hill
- [2] Nise, Norman S. 2004. *Control System Engineering*. USA: John Wiley & Sons, Inc.
- [3] Eko Budi Purwanto, Sufendi Lie dkk. 2013. *Pemodelan dan Simulasi Sistem Kendali Proportional Integral Derivative Untuk Kestabilan Dinamika Terbang Unmanned Aerial Vehicle*. Lapan: Peneliti Pusat Teknologi Penerbangan
- [4] Nidal M. Jodeh. 2009. *Development of Autonomous Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling, Simulating, and Flight Testing*. Ohio: Air Force Institute of Technology
- [5] Donald Mclean. 1990. *Automatic Flight Control Sistem*. New York: Prentice Hall International
- [6] Micheal V.Cook. 2007. *Flight Dynamic Principle 2nd Edition*. Great Britain: Elsevier
- [7] Umair Ahmed. 2012. *3 DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling and Desain Using Matlab Simulink*. Canada: Ryerson University
- [8] Eric John Watkiss, Lieutenant.1986. *Flight Dynamics of an Unmanned Aerial Vehicle*. Canada: Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology
- [9] Anonim, en.wikipedia.org, diakses September 2015
- [10] Anonim, copter.ardupilot.com/wiki/common-apm25-and-26-overview/, diakses September 2015
- [11] Anonim,skybrary.aero/index.php/AP4ATCO_Aerofoil_Terminology/, diakses September 2015
- [12] Anonim, hobbyking.com, diakses September 2015
- [13]Gregory frederic. 1995. *Optimization of Expanded Polypropylene Foam Coring to Improve Bumper Foam Core Energy Absorbing Capability*, Ford motor co
- [14] Anonim, auszac.com. diakses September 2015
- [15] Anonim, acpsales.com. diakses September 2015

```

%Perhitungan lateral fixuav
%Oleh Arfin Mulia
%2015
m = 0.837;           %kg massa berat pesawat hasil penimbangan
u = 10;              %m/s
pi = 3.14;
e = 0.9;              %bil Oswald
teta = -1*(pi/180);  %deg to radian
g = 9.81;

Ix = 0.032;           %Simulasi Catia
Iy = 0.036;           %Simulasi Catia
Iz = 0.064;           %Simulasi Catia

rho = 1.137;          %kg/m^3
cbarr = 0.326;        %MAC (Mean aerodynamic chord) (m)
S = 0.237;            %sqm meter luas permukaan sayap
Sh = 0.051;           %Horizontal tail Area
lh = 0.650;           %jarak cgh to cg (m)
nh = 0.85             %efeciency faktor horizontaltail
CD = 0.098;           %Datcom coef drag at AoA 3deg
CL = 0.617;           %Datcom coef lift at AoA 3deg
CN = 0.621;           %Datcom coef yaw moment at AoA 3deg
b = 1.4;              %m wing span panjang sayap dari ujung
ke ujung
Ar = b^2/S;
Q = 0.5*rho*u^2;
Vh = Sh*lh/S*cbarr    %horizontal tail volume ration *Basic
aircraft desain

nv = 0.4              %efficiency faktor of the vertical tail
Sv = 0.022            %m^2 Vertikal tail Area
Clav = 0.02           %Vertikal tail lift curve slope ngasal
d_sigmad_beta = 0.410; %Perubahan dalam sidewash angle with a
change in sideslip angle

tip_chord = 0.13      % m
root_chord = 0.196    % m
lamda = 0.6633        %tip_chord/root_chord; %Tapper ratio
T = 2;                %deg, sudut dehidral
WS = 2;               %wing sweep angle
dClb = 0.0002;        %rad^-1
Clb_per_T = -0.00023; %fig 3.9 robert
Cla = 0.2348;         %datcom line 736
Cyb_tail = 1.728E-06; %Datcom line 277

Yv = -0.254;
Lv = -0.091;          %jarak dari cg ke aerodynaimc center
vertikal tail

```



```

Nv = 0.025;

zv = 0.008; %jarak cop vertikal tail to ref body
lv = 0.58; %jarak dari cg ke vertikal tail

Cyb = -1.291E-03; %-nv*(Sv/S)*Clav*(1+d_sigma/d_beta) %
Clb = -1.217E-03; %-0.00023*T+dClb; %Fig 3.9 Robert C
nelson
Cnb = 0.0001616; %(Cnb_fus)+nv*Vv*Clav*(1+d_sigma/d_beta);

Cyp = -1.402E-03; %CL*(AR+cos*WS/AR+4*cos*WS)*tan*WS;
Clp = -8.955E-03; %-(Cla/12)*((1+3*lamda)/(1+lamda));
Cnp = -8.398E-04; %-Cl/8

Cyr = -2*(lv/b)*Cyb_tail;
Clr = 4.7062E-02; %(Cl/4)-2*(lv/b)*(zv/b)*Cyb_tail;
Cnr = -1.085E-03; %-2*nv*Vv*(lv/b)*Clav;

Cldail = 4.7062E-02 %(2*Cla*sigma)/(S*b)*integral cy*dy;
Cndail = 1.774E-03 %(2*K*Clo*Clda); %fig 3.10 robert

%V-Derivatif (Kecepatan ke Y)
Yb = (Q*S*Cyb)/m %ms^-2
Lb = (Q*S*b*Clb)/Ix %s^-2
Nb = (Q*S*b*Cnb)/Iz %s^-2

%P-Derivatif (Kecepatan sudut roll)
Yp = (Q*S*b*Cyp)/(2*m*u);
Lp = (Q*S*b^2*Clp)/(2*Ix*u) %s^-1
Np = -0.35; %(Q*S*b^2*Cnp)/(2*Iz*u) %s^-1

%R-Derivatif (Kecepatan sudut yaw)
Yr = 0; %robert c nelson
166*(Q*S*b*Cyr)/(2*m*u) %m/s
Lr = 2.19; %166
robert(Q*S*b^2*Clr)/(2*Ix*u) %s^-1
Nr = -0.76; % 166*(Q*S*b^2*Cnr)/(2*Iz*u)
Ns = -1;

%def Aileron Derivatif
Ydef_ail = 0; %robert 108
Ldef_ail = (Q*S*b*Cldail)/(Ix); %s^-2
Ndef_ail = (Q*S*b*Cndail)/(Iz); %s^-2

%def_rudder Derivatif
Ydef_rud =

```

```

((rho*u^2*S)/2*m)*-0.0015 %rumus
halaman 55 Mclean 0.0696;
Ldef_rud =
((rho*u^2*S*b)/(2*Ix))*0.0034 %
Ndef_rud =
((rho*u^2*S*b)/(2*Iz))*-0.0043 %

```

```
%State Space Lateral Fixuav
```

```
%State Space  $\dot{x} = Ax + Bn$ 
```

```
A = [Yv 0 -u g; Lv Lp Lr 0; Nv Np Nr 0; 0 1 0 0]
```

```
B = [Ydef_rud; Ldef_rud; Ndef_rud;
0;] %B = [Ydef_ail; Ldef_ail;
```

```
Ndef_ail; 0;]
```

```
C = [0 0 1 0;]
```

```
D = [0; 0; 0; 0]
```

BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Bekasi, 18 September 1991, merupakan anak pertama dari 2 bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu di SDN Danau Indah 01 Cikarang Barat, SMP Negeri 02 Cikarang Barat dan SMK Yapin 02 Setu Cikarang Barat. Setelah lulus dari SMK pada tahun 2009, penulis mengikuti ujian mandiri di UGM dan diterima pada Jurusan D3 Teknik Mesin FT-UGM. Kemudian melanjutkan jenjang S1 di Lintas Jalur ITS terdaftar dengan Nomor Registrasi Pokok (NRP) 2112106027.

Di Jurusan Teknik Mesin ini Penulis mengambil Bidang Studi Desain. Penulis sempat aktif di beberapa kegiatan organisasi kemahasiswaan yaitu Kopma UGM selama periode 2010-2011. Dan aktif mengikuti kegiatan seminar dan pelatihan yang diadakan oleh ITS. Penulis juga aktif dalam kegiatan komunitas aeromodelling baik di Surabaya maupun di Yogyakarta.

email: arifin.mulya@gmail.com